

TITLE OF THE INVENTION

浮上移動装置およびその製造方法

(RISING AND MOVING APPRATUS AND MANUFACTURING METHOD THEREOF)

BACKGROUND OF THE INVENTION

Field of the Invention

本発明は、羽の羽ばたき運動により浮上かつ移動が可能な浮上移動装置およびその製造方法に関するものである。

Description of the Background Art

近年、従来の航空機の飛行よりも機動性に優れている羽ばたき飛行の工学的実現を目指した研究が盛んになっている。これは、非定常空気力学の解析手法の発達によるところが大きい。また、拡大模型計測手法を用いれば、数十Hz～1kHzという高い周波数の運動を、数mHzといった低い周波数の運動に置き換えることにより、昆虫の羽ばたき運動のような、極めて俊敏な運動に起因して生じる流体の挙動を解析できるようになっている。このことが、非定常空気力学の解析手法をおおいに進展させている。

文献“Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight”(SCIENCE 1999 June VOL 284 pp. 1954-1960)においては、M. Dickinsonらが次のような実験を行なったことが記載されている。

M. Dickinsonら、まず、ハエの羽の拡大模型を作成した。次に、彼らは、浮遊するパーティクルを含む流体中で、そのハエの羽の拡大模型に、ハエの羽の羽ばたき運動に相似な羽ばたき運動をさせた。ここで、ハエの羽ばたき運動に相似な羽ばたき運動とは、ハエの羽ばたき運動を時系列で表すグラフの時間軸のみが拡大または縮小された運動である。

その運動の観察では、流体中で拡大模型を羽ばたかせたときのパーティクルの運動が画像として抽出された。また、羽の付根に設けられた力センサにより、浮上力が計測された。このとき、流体中において拡大模型が羽ばたく状態のレイノルズ数は、空気中においてハエが羽ばたく状態のレイノルズ数と等価である。この流体中において羽ばたく拡大模型の計測から、ハエの羽ばたき飛行時における、

空気の挙動および空気からハエの羽に加えられる応力が解明された。

彼らは、前述の文献中で、揚力を得ることが最も困難なホバリング時(停空飛翔)の流体と構造との相互作用を解析した結果、羽ばたき飛行においては、次に示す1. 失速遅れ、2. 回転揚力、および3. 後流捕獲からなる3つの浮上力発生のための原理をうまく利用することが有効であることが解明された、と述べている。

#### 1 : 失速遅れ(Delayed stall)

通常の航空機では、羽の周囲に前縁渦と呼ばれる渦が発生する。この前縁渦は、羽から剥離することがある。その結果、羽が失速してしまうことがある。一方、ハエの羽ばたき飛行においては、羽を前後に往復運動させるとともに、この往復運動において失速が起こる前に羽を切り返す。そのため、前縁渦に起因した羽の失速を防止することが可能である。しかも、ハエの羽ばたき飛行においては、前縁渦を利用して揚力を増大させることができる。

#### 2 : 回転揚力(Rotational lift)

羽ばたき運動の切り返しの前後の羽の運動方向は互いに逆向きである。そのため、切り返し時の直前および直後に羽の運動速度が大きく低下する。このとき、羽は、羽の長手方向(翼幅方向)に延びる軸を回転中心軸として回転(ひねり)するとともに、並進運動(前後方向の運動)する。それにより、羽の上方において羽面に沿って流れる流体の絶対流速が羽の下方において羽面に沿って流れる流体の絶対流速よりも大きくなる。

そのため、羽の上方から羽面に加えられる圧力が、羽の下方から羽面に加えられる圧力よりも低下する。その結果、羽に対して揚力が加えられる。この揚力は回転揚力と呼ばれる。この回転揚力により、羽ばたき運動の切り返し時の直前および直後の羽の速度の低下が補償される。また、切り返し時の羽のひねりにより、羽の前後の運動方向が互いに逆向きとなる場合においても、羽の迎え角は流体の流れに対して適切な角度になり得る。

#### 3 : 後流捕獲(Wake capture)

羽ばたき運動の羽の切り返しの後においては、切り返しの前の羽ばたき運動に起因して発生した流体の流れ、すなわち後流と羽面とが所定の迎え角で衝突する。

つまり、切り返し後の羽は、その運動方向に対して逆方向に流れる流体と衝突する。それにより、切り返し後の羽は、羽の運動速度と前述の後流の速度との和に等しい速度で羽を運動させたときに生じる浮上力に等価な浮上力を得ることができる。このように、後流と羽面とを衝突させることを後流捕獲という。この後流捕獲により、羽ばたき運動の切り返しの前後の揚力の低下が補償される。

彼らは、前述の3つの浮上力発生メカニズムによって、羽ばたき飛行においてほぼ均一な浮上力を得る手法を提案している。

M. Dickinsonらの研究においては、羽は剛体であり実質的に変形しないものと仮定して、流体と構造との相互作用の解析が行われている。しかしながら、剛体の羽は、空気力学的には、浮上移動装置の羽ばたき飛行に対して悪影響を及ぼす。そのことを、以下具体的に述べる。

なお、以後特に断らない限り、流速とは羽と流体との間の相対的な流体の速度を意味する。つまり、流速は、相対流速を指すものとする。また、これに対し、空間に固定された座標系に対する流体の速度を絶対流速と称する。

#### 1：剛体の羽を用いた場合の失速遅れの利用効率の低下

羽は、その付根部分を中心とする回転運動を行っている。このため、羽の付根部分の運動速度と羽の先端部分の運動速度とが異なる。一般に、羽の迎え角が一定であれば、失速が起こる速度も一定である。また、平板の羽については羽の全領域で迎え角は一定である。

したがって、羽の先端部分において失速遅れを効果的に利用しようとする、羽の付根部分において失速遅れを効果的に利用することができない。そのため、羽の付根部分において失速遅れ現象を効果的に利用するために、羽の迎え角を部位によって異ならせることが考えられる。しかしながら、部位によって異なる迎え角を有する羽は、羽の前後の往復運動のうち一方の進行方向の運動に対して適しているが、羽の前後の往復運動の他方の進行方向の運動に対しては全く適さないものになってしまう。

#### 2：剛体の羽を用いた場合に羽に生じる反力に起因した羽ばたき運動の不安定性

羽ばたき運動においては、浮上移動装置の自重を支持するための浮上力を得る

必要がある。そのため、羽にはほぼ自重以上の力が加えられる。上述の文献によると、羽の運動方向の変化および羽の流体に対する迎え角の変化により、羽に加えられる力の方向は鉛直方向から水平方向にまで変化する。

また、剛体の羽においては、羽に加えられる力は、駆動部から羽へ直接伝搬する。そのため、羽に加えられる力の位相は、駆動部に加えられる力の位相と同一である。その結果、浮上移動装置は、羽に加えられる力の反作用を受けて、空中で姿勢または位置が大きく変化する。

このとき、駆動部（アクチュエータ）は、浮上移動装置の姿勢の変化を補償する羽ばたき方をする必要がある。さらに、浮上移動装置の姿勢の変化により流体の挙動が変化する。そのため、羽ばたき方そのものを変更する必要がある場合も考えられる。このため、浮上状態の不安定性が増加し、飛行態様が複雑になってしまうという問題が生じる。

前述の問題を解決するには、羽ばたきに運動に伴って生じる浮上移動装置の姿勢の変化を正確に検知するとともに、駆動部の姿勢の変化に応じた新たな羽の羽ばたき方を算出できる高速な情報処理を行なうことが可能な制御部が必要となる。

### 3：剛体の羽が用いられることに起因した羽の質量およびコストの増加

また、実際に前述した問題に伴う悪影響を無視することができる場合であっても、羽ばたき運動に起因した変形の度合いが小さい羽を製造するためには、羽の厚さを大きくするか、または、羽に剛性の非常に大きな材料を用いる等の工夫が必要となる。そのため、羽の質量が大きくなるか、または、羽の製造コストが高くなる、という新たな問題が生じる。

また、逆に、羽が柔らか過ぎる場合には、以下のような問題が生じる

#### 1：迎え角の減少に起因した揚力の低下

羽が柔らかすぎる場合には、羽に衝突する流体を過度に受け流してしまうため、羽に生じる揚力が低下してしまう。

#### 2：回転揚力を発生させる際の効率の低下

回転揚力を発生させるためには、羽の上側を羽面に沿って流れる流体の絶対流速と羽の下側を羽面に沿って流れる流体の絶対流速とに大きな差を生じさせることが必要である。しかしながら、剛性の低い羽は流体の流れに従って受動変形し

易いため、剛性が低い羽が用いられる場合、前述の羽の側の絶対流速と羽の下側の絶対流速との間の差が小さくなる。そのため、羽の剛性が低い場合には、羽の剛性が高い場合に比較して、羽の回転揚力が低下する。

### 3：後流捕獲における羽の各部位の運動のタイミングのずれ

後流捕獲は、羽の並進運動方向が反転することによって生じる現象である。そのため、羽の剛性が過度に低い場合には、羽の変形量が大きくなる。そのため、羽の先端部分の運動のタイミングが羽の付根部分の運動のタイミングに対して遅れる。このタイミングの遅れに起因して、羽の先端部分での後流捕獲のタイミングが羽の付根部分での後流捕獲のタイミングに対して遅れる。そのため、羽の剛性が低すぎる場合には、羽の後流捕獲の効率が低下する。

上述した事項から次のようなことが導かれる。

羽の剛性には最適値が存在する。そのため、従来のように、羽は剛体であると仮定するのではなく、羽は流体力によって受動変形するものである仮定として、羽の運動態様の解析を行なう必要がある。受動変形する羽を用いて、流体と構造との相互作用を含めた解析を行なうためには、羽ばたき飛行に適した羽の剛性を見積もる手法が必要になる。しかしながら、上記のM. Dickinsonらの力学的等価モデルでは、その手法が確立されていない。

彼らは、異なる種類の流体の中に互いに相似形である構造物を置いた2つの状態を比較したとき、2つの状態それぞれにおけるレイノルズ数同士が互いに等しければ、それら2つの状態において生じる流体の挙動同士は互いに相似である、という原理を用いている。しかしながら、羽のような構造物の支配則と空気のような流体の支配則とは異なっており、流体の挙動を支配する前述の原理は、羽のような構造物については成立しない。

たとえば、トタン板のような波板を羽の部材として用いる場合について考える。このとき、波板の形状は四辺形であると仮定する。

まず、波板は、山または谷が延びる方向に垂直な方向の所定の断面が固定端である片持ち梁であると仮定する。すなわち、波板は、山または谷が延びる方向に平行な方向に延びる片持ち梁であると仮定する。その仮定の片持ち梁の自由端を構成する波板の1辺に等分布の垂直荷重をかける。このとき、片持ち梁の自由端

の変位量は、波板の厚みに反比例する。

前述の仮定とは別に、波板は、山または谷が延びる方向に平行な方向の所定の断面が固定端である片持ち梁であると仮定する。つまり、波板は、山または谷が延びる方向に垂直な方向に延びる片持ち梁であると仮定する。その仮定の片持ち梁の自由端を構成する1辺に等分布の垂直荷重をかける。このとき、片持ち梁の自由端の変位量は、波板の厚みの3乗に反比例する。

以上の仮定から、波板のような単純な形状の構造物ですら、構造物に作用する流体力のかかり方（態様）によって、その流体力に抵抗するための構造物の剛性が異なることが分かる。したがって、所定の一の態様の流体力が羽にかけられた場合の羽の変形の態様のみを考慮するだけでは、羽の各部位の剛性すべてを決定することはできない。その結果、実際の昆虫の羽と相似形でありかつ実際の昆虫の羽と相似形の変形をする羽の拡大模型を製造することは困難である。

また、昆虫の羽の拡大模型が用いられない場合には、昆虫の羽と同じサイズの羽模型が数十Hz以上という高い周波数で運動する状態において、mmオーダーより小さい流体の流れの挙動を計測することが必要である。しかしながら、mmオーダーより小さくかつ昆虫の羽と同様の変形が生じる羽模型、および、この羽模型を駆動する機構を作成することは困難である。さらに、羽模型に生じる浮上力および圧力分布を計測するセンサが数mm程度のサイズであることにより、センサそのものの存在が流体の挙動を変化させてしまうため、前述の手法では、現実的には、流体の挙動の正確な計測が不可能である。

また、航空機の設計に用いられる数値計算においても、剛体の羽を扱うことが前提条件となっている。したがって、羽の受動変形を扱うことが可能な計算手法はこれまで存在しなかった。

要するに、従来の羽の挙動の解析に用いられていた剛体の羽は、適度な柔軟性を有する羽に比較して、羽ばたき飛行に適していない。また、従来の浮上移動装置の研究においては、羽ばたき飛行に適切な柔らかさを有する羽を製造する手法が見出されていなかった。

## SUMMARY OF THE INVENTION

本発明は、上記の問題に鑑みてなされたものであり、その目的は、羽ばたき飛行に適した剛性の羽を有する浮上移動装置およびその製造方法を提供することである。

本発明の浮上移動装置は、本体が停空飛翔可能かつ移動可能な程度において、周囲の流体から受ける力により弾性変形する羽部と、羽部を駆動する駆動部と、駆動部の駆動態様を制御する制御部とを備えている。

上記の構成によれば、剛体の羽部の欠点である羽ばたき運動の非効率性および羽ばたき運動の制御の不安定性を改善することができる。

前述の羽部は、流体の上流側のねじり剛性または曲げ剛性が流体の下流側のねじり剛性または曲げ剛性よりも高いことが望ましい。

この構成によれば、羽部の流体の上流側に圧縮方向の流体力が作用することに起因した羽部の流体の上流側の座屈が抑制される。

また、羽部は、前縁側のねじり剛性または曲げ剛性が後縁側のねじり剛性または曲げ剛性よりも高いことが望ましい。

この構成によれば、羽部の前縁側に圧縮方向の流体力が作用することに起因した羽部の前縁側の座屈が抑制される。

また、羽部の流体の上流側または羽部の前縁側には、羽部の翼幅方向に沿って稜線または谷線が延びる波板構造が設けられていることが望ましい。また、羽部は、流体の上流側の膜厚が流体の下流側の膜厚に比較して大きいものであることが望ましい。また、羽部の流体の上流側の支持構造が羽部の流体の下流側の支持構造に比較して太い（断面積が大きい）ものであることが望ましい。また、羽部は、前縁側の膜厚が後縁側の膜厚に比較して大きいものであることが望ましい。また、羽部の前縁側の支持構造が羽部の後縁側の支持構造に比較して太いものであることが望ましい。

前述のように構成すれば、羽部の質量を大幅に増加させることなく、前述の羽部の流体の上流側または羽部の前縁側で生じる座屈を効率的に抑制することが可能な剛性分布を有する羽を実現することができる。

また、羽部は、流体の速度が相対的に小さい部位の迎え角に比較して、流体の速度が相対的に大きい部位の迎え角が小さいことが望ましい。また、羽部は、付

根部側の迎え角に比較して、先端部側の迎え角が小さいことが望ましい。

この構成によれば、羽部に衝突する流体の速度の小さい部位では揚力を高めることができるとともに、羽部に衝突する流体の速度の大きい部位では失速を防ぐことができる。

また、羽部は、所定の回転中心点回りに回転が可能であり、羽部の回転中心点に相対的に近い側の部位の曲げ剛性が、回転中心点に相対的に遠い側の部位の曲げ剛性に比較して高いことが望ましい。

前述の構成によれば、羽部の回転半径の小さい部位を羽部の回転半径の大きい部位に比較してより機敏に運動させることができる。すなわち、前述の構成によれば、運動速度の大きい回転中心点側から遠い部位に比較して、運動速度の小さい回転中心点側に近い部位をより機敏に運動させることができる。

また、羽部は、所定の回転中心点回りに回転が可能であり、羽部の回転中心点に相対的に近い側の部位のねじり剛性が、回転中心点に相対的に遠い側のねじり剛性に比較して高いことが望ましい。

前述の構成によれば、羽部に衝突する流体の速度の大きい部位は、流体の流れの方向に沿った姿勢になるため、より迎え角が小さくなる。そのため、流体の速度に順応した迎え角の分布を有する羽部が実現される。

また、羽部は、回転中心点に近い側の膜厚が回転中心点から遠い側の膜厚に比較して大きいことが望ましい。また、回転中心点に近い側の支持構造が回転中心点から遠い側の支持構造に比較して太い（断面積が大きい）ことが望ましい。

この構成によれば、羽部の回転中心点に近い側の剛性と羽部の回転中心点から遠い側の剛性とをより単純な手法により相違させることができる。

また、羽部は、翼幅方向の回転軸が、羽部の前縁と羽部の後縁との間のほぼ中央部に位置するように設けられていることが望ましい。

このような構成によれば、翼幅方向の回転軸が前縁側および後縁側のうちのいずれか一方に偏った羽部に比較して、羽部の上側に発生する圧力と羽部の下側に発生する圧力との差を大きくすることができる。

また、羽部の切り返しの動作の際に、切り返し動作の直前の羽部の羽ばたき運動により発生した渦の上方に羽部の下面が接触するように、制御部が駆動部を制



御することが望ましい。なお、ここで言う羽部の切返し動作とは、羽部の羽ばたき運動の両端で行われるものに限定される。

この構成によれば、羽部の切り返し動作の際の浮上力の低下を補うことができるとともに、切り返し動作の前後で、羽部の変形を反転させることができる。

また、羽部の切り返し動作の際に、切り返し動作により発生する渦の回転中心軸が延びる方向と羽部の曲率半径の中心を結ぶ軸（曲率半径中心軸）が延びる方向とが一致するように、制御部が駆動部を制御することが望ましい。なお、羽部の曲率半径は、翼幅方向に垂直な面と羽部とが交差する部分の曲率半径を意味するものとする。また、曲率半径中心軸とは、羽の曲率半径を規定する曲率中心点を翼幅方向に連続的に繋いだ線である。

この構成によれば、羽部の切り返し動作の際に羽部に生じる鉛直下向きの力を極力小さくすることができるため、浮上移動装置の浮上力の低下を極力抑制することができる。

また、羽部は、羽部が駆動部により駆動されたとき、付根部分が周期運動するとともに、周期運動の位相が付根部分の周期運動の位相とは異なる部位を有するように弾性変形することが望ましい。たとえば、羽部の付根部分から羽部の先端部分にかけて羽部の運動のタイミングが徐々に遅れるように羽部が弾性変形（曲げ変形および捻れ変形）することが好ましい。すなわち、羽部の付根部に比較して羽の先端部が支点の姿勢の変化に追従できない度合いが大きくなることが望ましい。たとえば、羽部の付根部分から羽部の先端部分にかけて羽部の運動のタイミングが徐々に遅れるように羽部が弾性変形（曲げ変形および捻れ変形）することが好ましい。また、翼幅方向の回転中心軸から前縁側または後縁側にいくにしたがって羽部の運動のタイミングが徐々に遅れるように羽部が弾性変形（曲げ変形および捻れ変形）することが好ましい。

この構成によれば、羽部の各部位に発生する浮上力のピークのタイミングが分散するため、羽部に急激な加速度が生じることを抑制することができる。

また、羽部は、相対的に大きな流体力が及ぼされる部位が、相対的に小さな流体力が及ぼされる部位に比較して、周期運動の位相が遅れるように弾性変形（曲げ変形および捻れ変形）ことが望ましい。また、羽部は、先端部分が付根部

分に比較して、周期運動の位相が遅れるように弾性変形する（曲げ変形および捻れ変形）ことが望ましい。

この構成によれば、羽部の各部位に衝突する流体が羽部に及ぼす力同士の大きさが互いに相違することによって生じる、羽部の各部位同士の間の加速度の相違を小さくすることができる。

また、前述の位相の遅れは、羽ばたき運動の1周期の $1/2$ 以下であることが望ましい。このようにすることにより、羽部は羽ばたき周期の $1/2$ で羽ばたき運動の方向が反転するため、羽部の先端部分にかかる周期的に変化する力の位相と羽部の付根部分にかかる周期的に変化する力の位相とが同じ符号である状態を維持することができる。

また、制御部が駆動部を制御する態様と、羽部の弾性変形の態様とは、流体・構造連成解析の結果、羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが最も優れた値になるように関連付けられていることが望ましい。

このように構成することにより、羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが最も優れた浮上移動装置が実現される。

また、羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータは、羽部の羽ばたき運動によって生じる浮上力であってもよい。

この構成によれば、羽ばたき運動により最大の浮上力を生じさせることができる羽部を有する浮上移動装置が実現される。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータは、羽部の羽ばたき運動によって生じる浮上力を、その浮上力を生じさせるときの羽部の駆動に必要な駆動部のトルクで除算した値であってもよい。

このように構成することにより、1トルク当りの浮上力が最も大きな浮上移動装置が実現される。すなわち、所定の浮上力を生じさせるためのトルクが最も小さい駆動部が実現される。そのため、浮上により有利になる浮上移動装置となる。なお、本発明においては、トルクとは、特に断らない限り、羽部の駆動に用いられる回転力の強度を指す。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータは、羽部に羽ばたき運動を行わせるために必要な駆動部の最大周波数であってもよい。

この構成によれば、駆動周波数の上限が最も小さい駆動部を用いて羽ばたき飛行をすることが可能な浮上移動装置が実現される。これにより、駆動部の剛性を最も低く設定することが可能になる。したがって、剛性が低い部材は一般に軽量であるため、軽量の部材を用いて駆動部を構成することが可能になる。その結果、駆動部の質量を小さくすることができるため、浮上により有利な浮上移動装置が実現される。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが、羽部の羽ばたき運動によって生じる浮上力を、その浮上力を生じさせるために必要なエネルギーで除算した値であってもよい。

この構成によれば、羽ばたき運動に用いるエネルギーを最も小さくすることができる。そのため、例えば、所定の浮上力を生じさせることが必要とされる場合に、より小型化されたエネルギー源部を用いることができる。

なお、本発明においては、羽ばたき運動に用いるエネルギーとは、特に断らない限り、羽部を駆動させる駆動部において消費されたエネルギーである。エネルギーの代表例としては、駆動部の消費電力が挙げられる。

また、羽部は、羽ばたき周波数を  $f$ 、代表長さを  $L$ 、剛性が最も高い部位からの距離を  $r$ 、剛性が最も高い部位から距離  $r$  の部位にかかる荷重を  $w$ 、荷重  $w$  によって荷重  $w$  がかけられた部位に生じる変位を  $d$  とすると、 $0.36 \times 10^{-8} < r^3 \times w / d / (L \times f)^2 < 4.48 \times 10^{-8}$  の関係が成立するものであることが望ましい。

この構成によれば、浮上力の絶対値、トルクに対する浮上力の効率、羽部の駆動エネルギーに対する浮上力の効率を最適値の  $1/2$  より劣化させることなく羽ばたくことができる羽部を有する浮上移動装置が実現される。

本発明の浮上移動装置の製造方法は、次のステップを備えている。

- ① 昆虫の羽の実物の構造に関する物理量を測定するステップ
- ② 羽の実物の構造に関する物理量が数値化された、羽の実物と等価とみなすことができる羽構造等価数値モデルを作成するステップ
- ③ 羽構造等価数値モデルの剛性のパラメータが変更された複数種類の羽構造数値モデルを作成するステップ

④ 昆虫の羽の実物に羽ばたき運動をさせて、羽ばたき運動の態様に関する物理量を測定するステップ

⑤ 羽ばたき運動の態様に関する物理量が数値化された羽ばたき運動数値モデルを作成するステップ

⑥ 予め設定された解析のための仮想流体内において、複数種類の羽構造数値モデルそれぞれに、羽ばたき運動数値モデルで表わされる羽ばたき運動を行なわせて流体・構造連成解析を実行するステップ

この流体・構造連成解析では、流体の挙動と構造物の挙動との相互作用を含めて解析が行われることにより、仮想流体の流体に関する数値モデルおよび羽構造数値モデルの構造に関する数値モデルそれぞれが算出される。

⑦ 複数種類の羽構造数値モデルのうち所定の羽構造数値モデルを用いて、駆動装置により駆動される羽部を製造するステップ

この所定の羽構造数値モデルは、流体・構造連成解析により得られた数値モデルである。この数値モデルは、仮想流体の流体に関する数値モデルおよび羽構造数値モデルの構造に関する数値モデルそれぞれのうちの所定のパラメータの値が最も優れた数値モデルである。

前述の①～⑦のステップを有する浮上移動装置の製造方法によれば、羽部の剛性が異なる複数種類の羽の構造に関して、それぞれの羽の変形の影響を定量化して考察することができる。したがって、羽の変形の影響を検討した上で、羽ばたき飛行に最も適した剛性を有する羽を備えた浮上移動装置を製造することができる。

前述の所定のパラメータは、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させたときに羽構造数値モデルに生じる浮上力であってもよい。

この製法によれば、羽ばたき運動により、最大の浮上力を生じさせることができる羽部を有する浮上移動装置を製造することができる。

所定のパラメータは、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させたときに羽構造数値モデルに生じる浮上力を、その浮上力を生じさせるときに羽構造数値モデルの駆動に必要なトルクで除算した値であってもよい。

このような製法によれば、1トルク当りの浮上力が最も大きな浮上移動装置を

製造することができる。すなわち、所定の浮上力を生じさせるためのトルクが最も小さい駆動部を製造することができる。そのため、浮上により有利になる浮上移動装置を製造することができる。なお、本発明においては、トルクとは、特に断らない限り、羽部の駆動に用いられる回転力の強度を指す。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータは、羽構造数値モデルに羽ばたき運動をさせるために必要な駆動部の最大周波数であってもよい。

この製法によれば、駆動周波数の上限が最も小さい駆動部を用いて羽ばたき飛行をすることが可能な浮上移動装置が製造される。これにより、駆動部を剛性を最も低く設定することが可能になる。したがって、剛性が低い部材は一般に軽量であるため、軽量の部材を用いて駆動部を製造することが可能になる。その結果、駆動部の質量を小さくすることができるため、浮上により有利な浮上移動装置を製造することが可能になる。

また、所定のパラメータが、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させたときに羽構造数値モデルに生じる浮上力を、その浮上力を生じさせるために必要なエネルギーで除算した値であってもよい。

この製法によれば、羽ばたき運動に用いるエネルギーを最も小さくすることができる羽部を製造することができる。そのため、例えば、所定の浮上力を生じさせる必要がある場合に、よりエネルギー源部が小型化された浮上移動装置を製造することが可能になる。

この発明の上記および他の目的、特徴、局面および利点は、添付の図面と関連して理解されるこの発明に関する次の詳細な説明から明らかとなるであろう。

#### BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWINGS

図1は、実施の形態1の浮上移動装置の製造方法の概略を表す説明図である。

図2は、実施の形態1の浮上移動装置の主要な構成要素を示す図である。

図3は、実施の形態1の羽の上に想定された所定の一点の運動の履歴を示すグラフである。

図4は、実施の形態1の羽の上に想定された他の一点の運動の履歴を示すグラフである。

図 5 は、実施の形態 1 の羽が要素ごとに分割された状態を示す図である。

図 6 は、実施の形態 1 の解析に用いる空間が要素ごとに分割された状態を示す図である。

図 7 は、実施の形態 1 の解析に用いる空間の斜視図である。

図 8 は、実施の形態 1 の羽の要素におけるコネクティビティを説明するための図である。

図 9 は、実施の形態 1 の羽の周囲の流体の流れを表す流体の数値モデルを可視化した図である。

図 10 は、実施の形態 1 の羽に及ぼされる浮上力の時系列の変化の様子を示すグラフである。

図 11 は、実施の形態 1 の羽の駆動トルクと時間との関係を表すグラフである。

図 12 は、実施の形態 1 の羽の剛性（ヤング率）と浮上力との関係を表すグラフである。

図 13 は、実施の形態 1 の羽の剛性（ヤング率）とトルク効率との関係を表すグラフである。

図 14 は、実施の形態 1 の羽の剛性（ヤング率）とエネルギー効率との関係を表すグラフである。

図 15 ～図 23 は、それぞれ実施の形態 1 の浮上移動装置の第 1 ～第 9 の例を示す図である。

図 24 は、実施の形態 1 の浮上移動装置の第 10 の例の羽の羽ばたき角  $\theta$  と羽上の位置 P（羽の付根部分および羽の先端部分）との関係を示すグラフである。

図 25 は、実施の形態 1 の流体・構造連成数値モデルの作成方法により算出された流体・構造連成数値モデルに感度解析による変更を加えた浮上移動装置の製造プロセスを表わす図である。

図 26 は、実施の形態 1 の実際の昆虫の羽における梁構造および膜構造の状態を示す図である。

図 27 は、実施の形態 1 の羽の形状の計測手法を説明するための図である。

図 28 は、実施の形態 1 の羽の厚みの分布を表わす図である。

図 29 は、実施の形態 1 の羽におけるほぼ平坦な領域を表わす図である。

図30は、実施の形態1の羽における代表点での剛性を測定する1つの手法を説明するための図である。

図31は、実施の形態1の羽における代表点での剛性を測定するさらに他の手法を説明するための図である。

図32は、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルが羽ばたいた場合の羽の支点にかかる支点反力の推移を示す図である。

図33～図36は、それぞれ実施の形態1の実構造等価数値モデルの具体例を説明するための図である。

図37は、実施の形態1の実構造等価数値モデルにかかる駆動トルクを説明するための図である。

図38は、実施の形態2の流体のメッシュの作成方法を説明するための図である。

図39は、実施の形態2の流体のメッシュの外形線を表わす図である。

図40は、実施の形態2の流体・構造連成数値モデルが羽ばたいた場合の羽の支点にかかる支点反力の推移を示す図である。

図41および図42は、それぞれ実施の形態2の実構造等価数値モデルの具体例を説明するための図である。

図43は、実施の形態2の実構造等価数値モデルにかかる駆動トルクを説明するための図である。

図44は、実施の形態3の浮上移動装置の構成を示す概略図である。

図45は、実施の形態3の浮上移動装置の駆動機構の主要部の構成を示す概略図である。

図46は、実施の形態3の浮上移動装置のラックギアおよびピニオンギアの機能を説明するための展開図である。

図47は、実施の形態3の浮上移動装置の羽の動作を示す概念図である。

図48は、実施の形態3の浮上移動装置のラックギア移動機構の構成を説明する断面図である。

図49は、実施の形態3の浮上移動装置の羽の形状を表す図である。

図50は、実施の形態3の浮上移動装置の羽の剛性を、荷重に対する変位量を

用いて示すグラフである。

図 5 1 は、実施の形態 3 の浮上移動装置の浮上移動に用いる羽の運動態様の一形態を示す概念図である。

図 5 2 は、実施の形態 3 の浮上移動装置の浮上移動に用いる羽の運動態様の別の形態を示す概念図である。

図 5 3 は、実施の形態 3 の浮上移動装置の羽の角度と時間との関係とを表すグラフである。

図 5 4 は、実施の形態 3 の浮上移動装置の羽の挙動を表す概念図である。

図 5 5 は、実施の形態 3 の浮上移動装置の方向制御の方法を説明するための概念図である。

図 5 6 は、実施の形態 3 の浮上移動装置の羽の迎え角の定義を説明するための概念図である。

図 5 7 は、実施の形態 3 の浮上移動装置の剛体の羽を 1 自由度で回転する場合の羽の挙動を表す概念図である。

図 5 8 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の構造を示す正面図である。

図 5 9 は、実施の形態 4 の羽ばたき浮上移動に用いられるアクチュエータの超音波モータを示す平面図である。

図 6 0 は、実施の形態 4 の羽ばたき浮上移動に用いられるアクチュエータの超音波モータを示す側面図である。

図 6 1 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の、図 5 9 および図 6 0 に示された超音波モータの動作を説明するための図である。

図 6 2 は、実施の形態 4 の浮上移動装置に用いられるアクチュエータの構成を説明するための第 1 の図である。

図 6 3 は、実施の形態 4 の浮上移動装置に用いられるアクチュエータの構成を説明するための第 2 の図である。

図 6 4 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽を示す拡大斜視図である。

図 6 5 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽のストローク角  $\theta$  および偏角  $\alpha$  を示す図である。

図 6 6 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽の捻り角  $\beta$  を示す図である。



図 6 7 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽の打ち下ろし動作を示す図である。

図 6 8 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽の打ち上げ動作を示す図である。

図 6 9 ～図 7 2 は、それぞれ実施の形態 4 の浮上移動装置の羽の羽ばたき動作の第 1 ～第 4 の状態を示す図である。

図 7 3 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽のストローク角  $\theta$  および捻り角  $\beta$  の時間依存性を示す第 1 のグラフである。

図 7 4 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽のストローク角  $\theta$  および捻り角  $\beta$  の時間依存性を示す第 2 のグラフである。

図 7 5 は、実施の形態 4 の浮上移動装置のデータの流れを示すフローチャートである。

図 7 6 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の主要構成部分を示すブロック図である。

図 7 7 は、実施の形態 4 の浮上移動装置の羽の羽ばたきのトルク、羽の移動（ストローク角  $\theta$ ）および支点反力の時間変化を示すグラフである。

図 7 8 は、実施の形態 4 の羽ばたき浮上制御の制御関数を説明するための図である。

図 7 9 は、実施の形態 4 の左羽の羽ばたかせ方の変化と、それに伴って起きる浮上状態の変化とを対応づけた対応表の図である。

図 8 0 は、実施の形態 4 の羽ばたき浮上の基本動作とそれを実現するための羽ばたかせ方のパターンとの対応を示す図である。

## DESCRIPTION OF THE PREFERRED EMBODIMENTS

### （実施の形態 1）

本発明の浮上移動装置としての実施の形態 1 の羽ばたき飛行移動装置について、図 1 ～1 4 を用いて説明する。

本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置としては、空間を羽ばたくための羽部、羽を駆動する駆動部、駆動部を制御する制御部およびその他付加的な構成要素が設けられている。

しかしながら、羽の駆動態様を実現する構成要素自体は、本発明の本質ではな

い。また、本発明の浮上移動装置に、本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置に採用された羽ばたき方とは異なる羽ばたき方をさせることは可能である。

なお、本実施の形態においては、羽ばたき飛行の態様については、ホバリングを例に挙げて説明が行われる。本実施の形態においては、羽の駆動部はブラックボックスとして扱われる。本実施の形態においては、羽ばたき方は、後述する図3および図4に示される態様に絞って説明が行われる。

#### (全体の構成)

まず、図1を用いて、本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置90の製造方法の概略を説明する。

本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置90の製造方法においては、まず、羽904の構造を特定するために、ある種の昆虫の羽の構造が数値化された実構造等価モデルとしての羽モデル2を作成する。実構造等価モデルの作成手順の詳細については後述する。次に、羽モデル2を基準として、羽モデル2の剛性のパラメータの変更を $n$ 回行う。それにより、剛性1、剛性2・・・剛性 $n$ までの $n$ 種類の剛性を有する $n$ 個の羽構造数値モデルが作成される。剛性1、剛性2・・・剛性 $n$ は、互いに異なる値である。

また、昆虫の羽の挙動の観察結果に基づいて、羽部を駆動する駆動部905の駆動態様を数値化することにより羽ばたき方モデル（羽ばたき態様数値モデル）を作成する。羽ばたき方モデルの作成方法の詳細については後述する。

次に、前述の $n$ 種類の羽構造モデルそれぞれを前述の羽ばたき方モデルで羽ばたかせたときの流体の挙動と構造の挙動とを解析する。この解析は、流体と構造との相互関連が考慮された流体・構造連成解析が用いられる。その結果、流体の挙動に関する物理量および構造の挙動に関する物理量のデータ1、データ2・・・データ $n$ が算出される。

そのデータ1、データ2・・・データ $n$ の中から、浮上力等の所定のパラメータが最適値であるデータを抽出する。最後に、その抽出されたデータの羽構造数値モデルの各パラメータを用いて羽904の実物を作成する。駆動部905は、羽904の実物を、前述の羽ばたきモデルにより表現される羽ばたき態様で駆動する。それにより、羽の剛性の数値モデルと羽904の羽ばたき方モデルとの組

合せは、所定のパラメータ（浮上力等）が最も優れた数値になる。

なお、所定のパラメータとして、浮上力、単位トルク当りの浮上力、単位周波数当りの浮上力、または単位エネルギー当りの浮上力が考えられる。

本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置 90 の構成およびその機能を、図 2 ～図 4 を用いて説明する。本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置は、胴体 906 に、制御部 901、指示受信部 902、センサー部 903、および駆動部 905 が内装されている。また、駆動部 905 に羽 904 が回動可能に接続されている。また、羽 904 は駆動部 905 の駆動により羽ばたき運動を行う。

指示受信部 902 において移動指示情報が受信される。センサー部 903 において羽ばたき飛行移動装置 90 の姿勢および位置などの飛行状態情報が検出される。制御部 905 は、移動指示情報および飛行状態情報に基づいて、羽 904 の羽ばたき態様を決定するとともに、駆動部 905 に羽 904 の羽ばたき態様を特定可能な駆動信号を送信する。それにより、羽 904 が所定の羽ばたき態様で運動を開始する。

羽 904 は、その運動により、周囲の空気から反作用の力を受ける。この反作用の力が駆動部 905 に伝達される。その結果、反作用の力が羽ばたき飛行移動装置 90 の自重よりも大きくなった場合に、駆動部 905 が固定された胴体 905 が浮上する。

定常的なホバリングの際には、羽 904 における図 5 に示す点 P1 および点 P2 それぞれが、図 3 および図 4 に示す座標値の時系列の変化（履歴）それぞれと同じ変化を行うように、駆動部 905 が羽 905 を駆動する。なお、図 5 に示す羽 2 の点 P1 および点 P2 においては、移動が可能であり、かつ回転は拘束されていない。また、図 5 に示す羽 904 の点 P0 は、駆動部 905 に対して回動可能に接続されている。以下、浮上移動装置の定常的なホバリングについてのみ説明する。なお、図 5 の羽 904 は、数値モデルにおける羽の厚みの分布を示すものであり、このモデルの詳細については後述する。

（数値モデル作成）

次に、流体・構造連成解析によって、羽ばたき飛行の数値モデルを作成する手法について、図 3 ～ 11 を用いて説明する。

本発明者らが用いた解析手法は、張 群(1999年度東京大学学位論文)により示されたALE有限要素法解析を利用した流体・構造の強連成解析方法である。

以下、流体・構造の強連成解析方法を用いて、羽の構造の挙動と羽の駆動による周囲流体の挙動とを解析する手法を具体的に述べる。

まず、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させる空間を設定する必要がある。本発明者らの計算によると、羽の長さが4 cmでありかつ羽ばたき周波数が30 Hzである羽ばたき飛行移動装置について解析する場合、羽ばたき飛行移動装置90から概ね20 cm以内の空間においては、空気の流れはほぼ定常流となることが判明している。

そのため、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させる空間としては、半径20 cmの球体内の空間を設定する。したがって、半径20 cmの球体内の空間のみが流体・構造の強連成解析の対象となる。それにより、流体・構造の強連成解析における計算量を低減することができる。

なお、本実施の形態の流体・構造連成解析においては、説明の簡便のため、1辺20 cmの立方体の解析領域の略中央に羽ばたき飛行移動装置90が位置していることを前提条件としている。この条件の下で、停空飛翔、すなわちホバリングを行っている際の流体に関する数値モデルおよび構造に関する数値モデルが作成される。

本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置90において用いた流体・構造連成解析手法においては、物理的要素を空間的に離散化して取り扱う。そのため、羽の構造の物理的要素を基本形状と呼ばれる形状に分割する必要がある。

基本形状としては、以下に説明するように、羽モデル2について四辺形を用いるとともに、流体モデルについて六面体を用いた。

なお、流体・構造連成解析においては、基本形状を要素と呼び、要素における頂点をはじめとする代表点を節点と呼ぶ。また、要素および節点それぞれには、要素および節点それぞれを識別するために、重複することのない番号が与えられている。これらの番号を、要素番号および節点番号と呼ぶ。さらに、各要素番号に対応して設定されている節点番号の列をコネクティビティと呼ぶ。

ALE有限要素法においては、流体および構造の両者において、各節点の座標、

各節点のコンネクティビティ、各節点の境界条件、および各要素の物性値それぞれのパラメータを全ての要素および節点に設定する必要がある。

すなわち、各節点の座標、各節点のコンネクティビティ、各節点の境界条件、および各要素の物性値を決定することが、流体に関する数値モデルおよび構造に関する数値モデルを作成することと等価である。

#### (羽の構造に関する数値モデルの作成)

まず、羽904を基本形状に分割する。図5は、本発明者らが用いた羽904が基本形状に分割された様子を、各要素の厚みを特定可能なハッチングを用いて示している。なお、羽904を基本形状に分割する手法は、一般的なメッシュ作成ソフト等を用いた手法である。

各節点の座標および各節点のコンネクティビティについては、図5に示される各要素に要素番号を与えるとともに、節点に節点番号を与えることによって作成される。

また、各節点の境界条件については、羽を駆動する駆動態様の数値モデルを境界条件として与える。羽の駆動態様（羽ばたき方）は、羽の各要素または各節点の位置および姿勢を用いて表現される。本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置90では、駆動装置905から能動的に運動が与えられるのは羽904の付根部分のみである。そのため、羽904の付根部分の節点の位置および姿勢に相当する値が得られれば、羽を駆動する駆動態様の数値モデルを作成することが可能となる。

各要素の物性値は、予め分かっているデータであり、その選定方法には様々な選定方法がある。その選定方法については後述する。

#### (流体に関する数値モデルの作成)

流体要素にはメッシュが用意されていない。そのため、流体要素のメッシュは、たとえば市販のメッシュ作成ソフトなどが用いられて作成される。

本発明者らが用いた流体・構造連成解析手法においては、流体のメッシュと構造のメッシュとは、所定の節点（ノード）を共有する必要がある。そのため、まず、羽904を含む4辺形のメッシュを作成する。

次に、4辺形のメッシュを上下に掃引（スイープ）することによって、6面体

メッシュを作成する。また、羽904以外の4辺形メッシュについては、前述の6面体メッシュが作成された後で削除される。その結果、図6および図7に示すようなメッシュが作成される。これにより、流体要素についても各節点の座標およびコネクティビティが作成される。

また、流体と羽とが共有する節点には、境界条件として、固着境界条件（相対流速0）が付与される。また、立方体の解析領域の外壁を構成する節点については、外力0、即ち自由に流体が流れることができる境界条件が付与される。

また、各流体要素の物性値としては、空気の質量密度、粘性係数、および体積弾性率が与えられる。

定常的にホバリングしている状態での構造に関する数値モデルおよび流体に関する数値モデルを算出するために、羽の構造に関する数値モデルの1周期の羽ばたき運動を、複数回反復して行う状態が流体・構造連成解析により解析される。

（実際のデータ）

本実施の形態の流体・構造連成解析で実際に用いたデータを、表1～6を用いて説明する。

各節点の座標については、流体に関する数値モデルと構造に関する数値モデルとの双方に共通である。各ノードにはNode1、Node2・・・と番号が付される。それにより、各節点の座標は、表1に示すように、各ノードNode1、Node2・・・のx、y、z座標によって表される。なお、表1は、NodeCoords.datと名付けられている。

【表 1】

Node Coords. dat			
Index	x	y	z
Node1	-0.03616	0.03895	0.04457
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
Node71	0	0	0
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
Node83	0.000889	0	0
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
Node337	0	0.000889	0
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.

次に、羽の構造を特定するため、羽の構造に関する数値モデルを構成するノードのコネクティビティを特定する必要がある。そのため、図8に示される四辺形の要素1の4つの頂点（節点）それぞれを、左下頂点（節点）から反時計回りに、Node71(すなわちP0)、Node83(すなわちP1)、Node142、Node337(すなわちP2)、と指定する。それにより、4節点シェル要素がノードによって表現される。

また、表2に示すように、羽の構造に関する数値モデルを構成する各シェルに番号を振ることにより、各シェルをShellElement1、ShellElement2、・・・と名づける。コネクティビティは、各シェルを構成するノード番号を、図8に示される四辺形の要素1の4つの頂点のうちの左下の頂点（節点）から反時計回りに列記した数値により表現される。なお、表2は、ShellMesh. datと名付けられている。

【表 2】

ShellMesh.dat				
element index	left_front	right_front	right_back	left_back
ShellElement1	71	83	149	337
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.

同様に、流体領域に作成したメッシュについても、コネクティビティを指定する。ただし、流体領域は6面体要素で表されている。さらに、流体領域にかかる圧力というスカラー量を表現するために、各流体のメッシュに圧力節点と呼ばれる節点が付加される。

6面体要素のコネクティビティを指定する順は、次のようなものである。まず、6面体要素の下面の4点のノード番号が図8に示される四辺形の要素1の4つの頂点（節点）のうちの左下の頂点（節点）から反時計回りに列記される。次に、6面体要素の上面の4点のノード番号が図8に示される四辺形の要素1の4つの頂点（節点）のうちの左下の頂点（節点）から反時計回りに列記される。最後に、圧力節点のノード番号が記載される。それにより、合計9点のコネクティビティの集合が、表3のように表される。表3においては、流体要素1つに対して合計9点のコネクティビティの集合が示されている。なお、表3は、FluidMesh.datと名付けられている。

【表 3】

FluidMesh.dat									
element index	left front bottom	right front bottom	right back bottom	left back bottom	left front top	right front top	right back top	left back top	Pressure
FluidElement1	71	83	149	337	99	221	414	66	121
.	.	.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.	.	.

また、流体および構造それぞれに物性値を付与する必要がある。表4は、構造に関する数値モデルの各要素の物性値が示されたものである。



【表 4】

ShellMaterial.dat				
element index	ヤング率	ポアソン比	比重	厚さ
ShellElement1	0.5E+09	0.3	0.7.E+03	4.5E-05
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.

また、表 5 は、流体に関する数値モデルの各要素の物性値が示されたものがある。

【表 5】

FluidMaterial.dat			
element index	粘性	比重	体積弾性率
FluidElement1	1.81E-05	1.2	1.00E+05
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.

表 4 および表 5 それぞれは、ShellMaterial.dat および FluidMaterial.dat と名付けられている。ShellMaterial.dat においては、羽の各構造に関する数値モデルの要素について、ヤング率、ポアソン比、比重、および厚みが列記されている。また、FluidMaterial.dat においては、各流体に関する数値モデルの要素について、粘性、比重、および体積弾性率が列記されている。

本実施の形態においては複数種類の異なる剛性の羽の構造に関する数値モデルについて、流体・構造連成解析を行う。このとき、上述のShellMaterial.dat に記されたヤング率を変更する。それにより、羽の構造に関する数値モデルの剛性の変更が行われる。より具体的には、羽 9 0 4 を構成する材料の全体の剛性が均一であるもの仮定として、羽 9 0 4 を構成する材料の変更を行うことによりヤング率を変更する。

また、表 6 には、ShellMotion.dat において、羽 9 0 4 の節点における x、y、z 座標の時刻歴、すなわち、羽 9 0 4 の節点の位置の変化の様子が示されている。

【表 6】

ShellMotion.dat

Node/Time(sec)	0	0.00003	0.00006	0.00009	...	0.121
Node71_x	0	0	0	0	...	0
Node71_y	0	0	0	0	...	0
Node71_z	0	0	0	0	...	0
Node83_x	0.000889	0.000889	0.000889	0.000889	...	0.000874
Node83_y	0	1.15E-07	4.56E-07	1.02E-06	...	-6.5E-05
Node83_z	0	9.04E-08	3.59E-07	8.02E-07	...	0.000148
Node337_x	0	-1.1E-07	-4.6E-07	-1E-06	...	0.000155
Node337_y	0.000889	0.000889	0.000889	0.000889	...	0.00056
Node337_z	0	-1.6E-07	-6.4E-07	-1.4E-06	...	-0.00067

前述の通り、羽 904 の羽ばたき態様（羽ばたき方）は、羽 904 の付根部分の節点の位置および姿勢の 6 自由度で表現される。本実施の形態の流体・構造連成解析においては、データ処理の都合上、羽 904 の羽ばたき態様を、羽 904 の付根部分近傍の要素を構成する 3 点の位置の時系列のデータで表現するものとする。

なお、羽 904 の付根部分の要素の変形は非常に小さいものとする。一般に、3 点の自由度は合計で 9 自由度である。また、この 9 自由度に対して 3 点間の距離がそれぞれ一定である 3 つの拘束条件が与えられる。そのため、9 自由度から 3 自由度を差し引いた 6 自由度で羽の付根部分の位置と姿勢とを表すことができる。また、表 6 のデータは、図 3 および図 4 に示す座標値の時刻歴そのものである。

なお、前述の表 1～6 を用いて示したデータは、一例であり、データの形式およびデータの数値は前述の表 1～6 を用いて示したデータに限定されるものではない。

#### （計算結果）

以下、上記の流体・構造連成解析により得られる流体に関するデータの一例を示す。なお、このデータは、上記表 1～表 6 に示すデータを用いて流体・構造連成解析を行った結果得られたデータである。

図 9 には、定常状態における羽 904 の周囲での流体の挙動を算出した結果が示されている。図 9 においては、矢印が羽 904 の周りの絶対流速の分布を表し

ている。なお、計算時間の都合上、図6および図7に示されるように、浮上移動装置の本体構造が省略された状態で、かつ、左右の羽904の片側のみであるハーフモデルを用いて、流体・構造連成解析が行われている。また、表示の煩雑さを避ける都合上、羽904の表面に垂直な断面についてのみの絶対流速の分布が表示されている。

また、図10には、前述の流体・構造連成解析により算出された羽の羽ばたき運動により生じる浮上力が表されている。図10に示すように、浮上力は、最初不規則であるが、最終的には周期的な挙動に収束している。浮上力が周期的になった時点で流体の挙動および構造の挙動それぞれは、周期的な挙動となっている。この浮上力の周期的な挙動は、ホバリング時の流体の挙動および構造の挙動と等価である。

また、図11には、前述の流体・構造連成解析において、羽904の駆動に必要な駆動トルクと時間との関係が示されている。なお、 $\theta 1$  ( $T 1$ ) は、羽の長手方向（翼幅方向）、すなわち、羽904の付根部分から先端部分側へ向かう方向を回転軸にしたときの右ねじ方向のトルクである。 $\theta 2$  ( $T 2$ ) は、羽の前縁側から羽の後縁側に向かう方向（羽904の面内方向であって翼幅方向に垂直な方向）を回転軸にしたときの右ねじ方向のトルクである。 $\theta 3$  ( $T 3$ ) は、 $\theta 1$  と  $\theta 2$  との外積を回転軸にしたときの右ねじ方向のトルクである。

この解析結果から、定常的なホバリングを行うときの構造に関する数値モデルおよび流体に関する数値モデルを作成することができる。その結果、浮上移動装置が前述の羽ばたき態様に関する数値モデルで浮上可能な重量および前述の羽ばたき態様の数値モデルの羽ばたき方を実現するためのアクチュエータのトルクを求めることができる。

#### （羽作成）

次に、羽904の作成方法について、図12～図14を用いて説明する。

図12には、前述の構造に関する数値モデルにおける羽のヤング率と、対数的に羽のヤング率を変化させた際の浮上力との関係が示されている。羽のヤング率は $1.0 \times 10^9$ 付近が最適である。また、羽のヤング率が $2.5 \times 10^8$ 以下の値のときには、浮上力が最大値の0.5倍以下となっている。そのため、ヤング

率が  $2.5 \times 10^8$  以下の値の羽は、羽ばたき飛行には適していないと言える。

また、羽の駆動トルクの最大振幅と浮上力とを求める。その結果、図 13 に、前述の浮上力を羽のトルクの最大振幅の値で除算した値とヤング率との関係が示されている。つまり、駆動トルクの効率とヤング率との関係が表されている。図 13 から分かるように、羽のヤング率は  $7.07 \times 10^8$  付近が最適であり、羽のヤング率が  $1.77 \times 10^8 \sim 5.66 \times 10^9$  以外の範囲では、同じトルクでも得られる浮上力が最大値の半分以下になってしまう。そのため、ヤング率が  $1.77 \times 10^8 \sim 5.66 \times 10^9$  以外の範囲の羽は、羽ばたき飛行には適していないと言える。

さらに、駆動部 905 の駆動特性とヤング率との関係とを導くことも有効である。一例として、電氣的引力を生じさせるアクチュエータのように、駆動力が電圧に比例するアクチュエータを浮上移動装置のアクチュエータとして用いることを想定する。一般に、アクチュエータのエネルギーはアクチュエータに印加される電圧の二乗に比例する。そのため、羽ばたき飛行に必要なエネルギーは、羽ばたき運動時に駆動部に付与される力の二乗に比例する。

このような特性を用いた計算により、駆動部 905 が消費するエネルギーを算出することができる。それにより、図 14 に示すように、浮上力をエネルギーで除算した単位エネルギーあたりの浮上力とヤング率との関係を導き出すことができる。

図 14 から分かるように、羽のヤング率は、 $5.0 \times 10^8$  が最適であり、羽のヤング率が  $1.77 \times 10^8 \sim 2.0 \times 10^9$  以外の範囲では、ヤング率が  $5.0 \times 10^8$  の場合と同じ浮上力を得るために 2 倍以上の駆動エネルギーが必要となる。このため、羽のヤング率が  $1.77 \times 10^8 \sim 2.0 \times 10^9$  以外の範囲の羽は、駆動エネルギー源の質量を大きくすることが必要であるため、羽ばたき飛行には適さなくなる。

その他の羽の作成方法としては、次に示すような羽の作成方法がある。

まず、図 11 に示されるトルクの時刻歴のデータをフーリエ級数展開することによって、駆動部 905 に要求される最大駆動周波数を得る。この最大駆動周波数の定義は、羽ばたき浮上移動装置の駆動部の特性などに応じて決められる。た

例えば、最大駆動周波数は、ある閾値を超えるスペクトル強度を有する周波数の最大値であると定義してもよい。前述のフーリエ級数展開と同様の手順で、複数のヤング率それぞれに対応する、駆動部 905 に要求される最大駆動周波数を得る。その後、浮上力の条件等が浮上移動装置が浮上移動するための条件から外れない範囲のヤング率の中から、最大駆動周波数が最も低いヤング率を抽出する。そのヤング率を有する羽を作成する。

また、浮上移動装置 90 のアプリケーション、すなわち、浮上態様、使用状態、または飛行態様の数値モデルそれぞれとヤング率との関係をグラフ化する。それにより、浮上態様、使用状態または飛行態様が目標とする浮上態様、使用状態、または飛行態様に一番近いヤング率の羽を用いて、羽ばたき飛行移動装置を作成してもよい。たとえば、目標とする浮上態様、使用状態、または飛行態様とを表す手段としては、胴体 906 に及ぼされる振動の大小等が考えられる。

以上、本実施の形態の浮上移動装置としての羽ばたき飛行移動装置の製造方法においては、剛性の異なる複数種類の羽構造数値モデルを用いる。その複数種類の羽構造数値モデルそれぞれに対して、流体・構造連成解析を実行することによって、流体の挙動に関する数値モデルを得る。この流体に関する数値モデルに基づいて、所定のパラメータについて最適な結果が得られるヤング率を有する最適な羽構造数値モデルを得る。この最適な羽構造数値モデルと等価な羽の実物を作成する。

ただし、本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置の設計においては、浮上力、駆動トルク効率、および駆動エネルギー効率のそれぞれとも、最適値の 0.5 倍の値を基準値として用いた。しかしながら、この基準値は、説明のための一例であり、最適値の 0.5 倍に限定されるものではない。なお、この基準値が用いられる場合には、羽のヤング率は、 $2.5 \times 10^8 \sim 2.0 \times 10^9$  が羽ばたき飛行に適していると判断される。

最も単純には、ヤング率が  $2.5 \times 10^8 \sim 2.0 \times 10^9$  となる材料を用いて羽 904 を作成すれば、駆動部 905 に適した羽 904 を容易に作成することができる。

また、羽の材料として予め定められたヤング率の材料しか用いることができない

い場合ある。その場合には、羽 904 が最適な羽 904 の構造に関する数値モデルと同様の変形をするように羽の厚さ分布を変更する。それにより、目的とする剛性分布を有する羽を作成してもよい。

一般に、曲げ変形が主な部分については、羽の曲げ変形の度合いは、羽の厚さの 3 乗とヤング率との積に反比例する。また、引っ張り変形が主な部分については、羽の引っ張り変形の度合いは、羽の厚さと羽のヤング率との積に比例する。そのため、羽構造数値モデルの厚さ分布を再構成することにより、羽を作成する手法が考えられる。

より現実的には、次に示すような手法が考えられる。まず、羽構造数値モデルの厚み分布を求める。次に、流体・連成構造解析の結果を用いて、羽構造数値モデルの各部位の荷重に対する変位量および変形量を求める。最後に、前述の最適な羽構造数値モデルに荷重を付与したときに生じる変形と同じ変形が生じるように、二分探索および感度解析などによって、前述の羽構造数値モデルの羽の厚み分布を修正する。この修正により得られた新たな羽構造数値モデルに基づいた厚み分布を有する羽部の実物を作成する。

なお、前述のように、羽構造数値モデルは、厚みの変更に対して、曲げ剛性と引っ張り強さとが別々の変化をするので、厚みの変更は最小限であることが望ましい。

以上の手法により、最適な剛性を有する羽 904 が作成される。

前述の解析の結果の考察から分かるように、羽ばたき飛行において適した羽は、剛体の羽ではなく、ヤング率が  $2.5 \times 10^8 \sim 2.0 \times 10^9$  の範囲にある弾性変形可能な羽である。

次に、羽の代表的な部位における剛性を一般化することを考える。

以下においては、本実施の形態の流体・構造連成解析を用いて作成した羽構造数値モデルにおいては、羽の付根部分と羽の先端部分との間の中央付近の後縁端点（図 5 における P3 と称する）における剛性を基準とする。

一般に、羽ばたき飛行移動装置が羽ばたき飛行する際には、羽に衝突する流体の速度が羽の部位によって異なる。たとえば、羽の先端部分側は流体の速度が大きく、羽の付根部分側は流体の速度が小さい。また、流体から羽に与えられる力

は羽の速度の二乗に比例する。したがって、羽の先端部分側から羽の付根部分側へいくにしたがって、羽の剛性を羽の先端部分から所定の部位までの距離の二乗に比例するように除々に大きくすれば、羽の先端部分から羽の付根部分までの各部においてほぼ等しい変形が生じることになる。

また、複数の浮上移動装置の羽部の剛性同士の関係が、浮上移動装置それぞれの羽部の羽ばたき周波数と羽の長さとの積の二乗に比例する関数によって表されるものであってもよい。たとえば、羽ばたき周波数が基準となる羽の周波数の2倍でありかつ羽の長さが基準となる羽の長さの1/3倍である場合、その羽の剛性は基準となる羽の剛性の4/9倍となる。

また、平板の曲げによる変位量は、平板の支点における回転運動および並進運動それぞれをともに拘束した場合、支点からの距離の3乗に比例して大きくなる。

以上の内容を数式で表すと次のようになる。支点からの距離が $r_0$ である剛性の計測点における荷重—変位関係は、羽の所定の位置に微小荷重 $w$ がかけられたときの微小変形に起因したその位置の変位量 $d$ を用いて、前述のように、 $d/w \propto r_0^3$ と表される。したがって、 $K_0 = r_0^3 / (d/w)$ を用いて表される定数 $K_0$ は、すなわち、支点からの距離 $r_0$ で規格化された剛性（支点から計測点までの距離 $r_0$ の3乗で除算された剛性）は、支点から計測点までの距離 $r_0$ の大小に関わらず一定である。

前述のように、本実施の形態の構造の数値モデル（羽モデル904）における羽の代表長さを $L_0$ 、羽ばたき周波数を $f_0$ と規定した場合には、代表長さが $L$ であり、かつ、羽ばたき周波数が $f$ である羽の剛性 $K$ は、羽の支点から変位量の計測点までの距離 $r_0$ で規格化（除算）された状態で表現されると、

$$K = K_0 \times ((L \times f) / (L_0 \times f_0))^2$$

の関係が成立する。

シミュレーションでは、羽904の構造数値モデルの、ヤング率が $5.0 \times 10^8$ 、代表長さが $L_0 = 0.017$  (m)、支点から変位量の計測点までの距離 $r_0$ が $0.00515$  (m)、かつ荷重 $w$ が $9.8 \times 10^{-6}$  (N) のとき、支点からの距離が $r_0$ である計測点の変位量 $d$ は $1.2 \times 10^{-4}$  (m) である。本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置においては、羽ばたき周波数 $F_0 = 1/0.0$

23 (Hz) であるため、剛性  $K_0 = 1.12 \times 10^{-8}$  となる。同様に、先に求まっているヤング率の上限値と下限値とを考慮すると、

$$0.66 \times 10^{-8} < K_0 < 3.16 \times 10^{-8}$$

である。この  $K_0$  が本実施の形態における羽ばたき飛行に最も適した羽の剛性を表す係数である。すなわち、一般的には、

$$0.36 \times 10^{-8} < K / (L \times f)^2 < 4.48 \times 10^{-8}$$

の条件式を具備する  $K$  を採用して羽の剛性を決定すればよい。

また、羽のサイズまたは羽ばたき周波数が、前述の羽の構造に関する数値モデルおよび羽ばたき態様（羽ばたき方）の数値モデルの浮上移動装置とは異なる場合が考えられる。この場合には、前述の一般的な条件式に基づいて羽の剛性  $K$  の範囲を決定し、その決定された剛性を有する羽 904 を作成すれば、羽ばたき飛行に最も適した剛性を有する羽を作成することができる。

なお、前述の手法は、構造に関する数値モデルおよび流体に関する数値モデルから得られたデータの利用手法の一例である。たとえば、代表長さ  $L$  として、羽の支点から最も大きな流体力を受けている部位までの距離を用いてもよい。

#### （補足事項）

なお、本実施の形態の羽ばたき飛行移動装置においては、羽の構造変形が曲げ変形が主であることを想定して、羽の構造を平板としたが、羽の構造は平板に限定されるものではない。

一般的に昆虫の羽などに見られる、梁および膜の複合構造の構造に関する数値モデルが用いられる場合であっても、図1に示す手法と同様の手法を用いて、羽の剛性を決定することができる。また、昆虫の羽に見られるような網状の構造は、本実施の形態の羽 904 のように平板の構造の数値モデルに置き換えて、解析を行うことができる。

また、流体力による受動変形する羽の挙動を適正に表現できるものであれば、流体・構造連成解析の手法については本実施の形態の流体・構造連成解析に限るものではない。また、羽の剛性分布に異方性を設けるなどの手法により、拡大模型を用いても羽の変形を相似変換することができるのであれば、実験を行うことによって羽の剛性を決定する手法を用いてもよい。この手法によっても、本実施



の形態の羽ばたき飛行移動装置と同様の効果を得ることができるものを作成することは可能である。

また、本実施の形態の羽構造数値モデルにおいては、説明の簡便のため、羽 904 全体のヤング率を変更することで羽 904 の最適な剛性を求めた。しかしながら、羽の剛性を決定する手法は前述の手法に限定されるものではない。その手法は、たとえば、羽のヤング率を羽の各部位ごと決定する手法であってもよい。また、その手法は、羽の厚み分布を羽の各部位ごとに決定する手法であってもよい。さらに、その手法は、計算量が増加することをいとわなければ、羽 904 の構造数値モデルの全要素それぞれごとにヤング率および厚みそれぞれを変更して、羽について最適な値のヤング率および厚みの分布を求める手法であってもよい。

なお、羽 904 の外形、羽 904 を構成する各要素の形状、および周囲の解析空間の設定の手法も、前述のものに限定されるものではない。また、駆動装置 905 の特性および駆動態様に応じて、羽の剛性の最適値は変化し得る。そのため、現実的には、たとえば、左右への旋回や前進など、想定される主な駆動態様において、羽の剛性が妥当である範囲を求めるか、または、著しく不適切な剛性にならないように羽 904 を作成することが望ましい。

また、本実施の形態では、浮上移動装置 90 の構成として、外部からの指示情報に基づき自律的に移動するための最低限の抽象化された構成要素が示されている。この構成要素としては、胴体 906 に、制御部 901、指示受信部 902、センサー部 903、駆動部 905、および羽 904 が設けられているものが示されている。しかしながら、外部からの指示を必要としないのであれば、指示受信部 902 は必要ではなく、センサフィードバックを必要としないのであれば、センサー部 903 は必要ではない。

また、羽の剛性と羽ばたき方とは密接な関係にあるので、羽の羽ばたき方に基づいて羽の剛性を決定する手法とは逆に、本実施の形態の流体・構造連成解析を用いて算出された浮上力に基づいて、羽ばたき周波数または羽ばたき態様そのものを決定する手法を用いてもよい。また、羽の羽ばたき方に基づいて羽の剛性を決定する手法と、算出された浮上力に基づいて羽ばたき周波数または羽ばたき態様そのものを決定する手法と、を組み合わせる羽の剛性を決定する手法を用いて

もよい。

(本実施の形態の浮上移動装置の特徴ならびにその効果)

次に、図15～図24を用いて、浮上移動装置の特徴ならびにその効果を説明する。なお、図15～図17においては、流体の流れが矢印で示されている。これらの図において矢印で示される流れは、特に断らない限り、同一図中に矢印で示される羽の運動に起因して生じる羽と流体との間の相対流速である。また、次に示す本実施の形態の浮上移動装置90の羽904は、前述の流体・構造連成解析の結果を利用して、羽の剛性の分布が最適化されたものである。したがって、次に示す羽904の剛性分布は、羽ばたき飛行に適している。

本実施の形態の浮上移動装置は、羽軸を前後方向に往復運動（回動）させるとともに、羽軸が延びる方向の回転中心軸まわりに羽軸を回動させることができる浮上移動装置である。したがって、本実施の形態の浮上移動装置は、回転揚力を得ることができ、後流捕獲を行うことができ、かつ失速遅れ現象を効率的に利用することができる。このような浮上移動装置の構造および機能の具体例については、実施の形態3および4で述べるため、ここでは、浮上移動装置の羽の特徴のみ述べる。

本実施の形態の浮上移動装置（90）は、図2に示すように、本体（901, 902, 903, 905, 906）が停空飛翔可能かつ移動可能な程度において、周囲の流体から受ける力により弾性変形する羽部（904）と、羽部（904）を駆動する駆動部（905）と、駆動部（905）の駆動を制御する制御部（901）とを備えている。

そのため、剛体の羽部の欠点である羽ばたき運動の非効率性および羽ばたき運動の制御の不安定性を改善することができる。

前述の羽部（904）は、図15に示すように、矢印で示す流体の上流側のねじり剛性または曲げ剛性が、矢印で示す流体の下流側のねじり剛性または曲げ剛性よりも高いことが望ましい。

この構成によれば、羽部（904）の流体の上流側に圧縮方向の流体力が作用することに起因した羽部（904）の流体の上流側の座屈が抑制される。

また、羽部（904）は、図15に示すように、前縁（904a）側のねじり

剛性または曲げ剛性が、後縁（904b）側のねじり剛性または曲げ剛性よりも高いことが望ましい。

この構成によれば、羽部（904）の前縁（904a）側に圧縮方向の流体力が作用することに起因した羽部（904）の前縁（904a）側の座屈が抑制される。

また、羽部（904）の流体の上流側には、図15に示すように、羽部（904）の翼幅（w）方向に沿って稜線または谷線が延びる波板構造（904n）が設けられていてもよい。また、羽部（904）の前縁（904a）側には、羽部（904）の翼幅（w）方向に沿って稜線または谷線が延びる波板構造（904n）が設けられていてもよい。また、羽部（904）は、図16に示すように、矢印で示す流体の上流側の厚み（ $t_1$ ）が流体の下流側の厚み（ $t_2$ ）に比較して大きいものであってもよい。また、矢印で示す流体の流れの上流側の支持構造（904s）が流体の流れの下流側の支持構造（904s）に比較して太いものであってもよい（複数の支持構造の断面円の直径の関係； $d_1 > d_2 > d_3 > d_4 > d_5$ ）。また、羽部（904）は、図16に示すように、前縁（904a）側の厚み（ $t_1$ ）が後縁（904b）側の厚み（ $t_2$ ）に比較して大きいものであってもよい。また、図17に示すように、前縁（904a）側の支持構造（904s）が後縁（904b）側の支持構造（904s）に比較して太いものであってもよい（複数の支持構造（904s）の直径の関係； $d_1 > d_2 > d_3 > d_4 > d_5$ ）。

前述のように構成すれば、羽部（904）の質量を大幅に増加させることなく、羽部（904）の流体の上流側または羽部（904）の前縁（904a）側の座屈をより効率的に抑制することが可能な羽部（904）の剛性の分布を実現することができる。

また、羽部（904）は、図18に示すように、流体の速度が相対的に大きい部位の迎え角が流体の速度が相対的に小さい部位の迎え角に比較して小さいことが望ましい（ $\alpha < \beta$ ）。また、図18に示すように、羽部（904）は、付根部分（904c）側の迎え角（ $\beta$ ）に比較して先端部分（904d）側の迎え角（ $\alpha$ ）が小さいことが望ましい（ $\alpha < \beta$ ）。

この構成によれば、羽部（904）の各部位に衝突する流体の速度の大きさに

応じて、羽部（９０４）の各部位の抑え角を最適化することができる。

また、羽部（９０４）は、図１９に示すように、所定の回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）回りに回転が可能であり、羽部（９０４）の回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）に相対的に近い側の部位の曲げ剛性が、回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）に相対的に遠い側の部位の曲げ剛性に比較して高いことが望ましい。

前述の構成によれば、浮上移動装置（９０）の旋回において、羽部（９０４）の回転半径の小さい部位の運動を羽部（９０４）の部位のうち回転半径の大きい部位に比較してより機敏にすることができる。すなわち、運動速度の小さい回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）側の運動を、運動速度の大きい回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）から遠い部位の運動に比較して、より機敏にすることができる。

また、羽部（９０４）は、図１９に示すように、所定の回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）回りに回転が可能であり、羽部（９０４）の回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）に相対的に近い側の部位のねじり剛性が、回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）に相対的に遠い側の部位のねじり剛性に比較して高いことが望ましい。

前述の構成によれば、羽部（９０４）の部位のうち羽部（９０４）に衝突する流体の速度の大きい部位（羽先端部 ９０４ｄ）は、流体の流れの方向に沿った姿勢になるため、より迎え角が小さくなる。そのため、流速に対応した迎え角を有する羽部（９０４）が実現される。

また、羽部（９０４）は、図２０に示すように、回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）に近い側の厚み（ $t_3$ ）が回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）から遠い側の厚み（ $t_4$ ）に比較して大きいことが望ましい（ $t_3 > t_4$ ）。また、図２１に示すように、回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）に近い側の支持構造（９０４ｔ）が回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）から遠い側の支持構造（９０４ｔ）に比較して太いことが望ましい（支持構造（９０４ｔ）の直径が  $d_6 > d_7 > d_8 > d_9 > d_{10}$ ）。

この構成によれば、羽部（９０４）の回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）に近い側の剛性と羽部（９０４）の回転中心点（羽付根部 ９０４ｃ）から遠い側の剛性とをより単純な手法により相違させることができる。

また、羽部（９０４）は、図２２に示すように、翼幅方向に沿って延びる回転軸（９０４ｘ）が、前縁（９０４ａ）と後縁（９０４ｂ）との間のほぼ中央部に

位置するように設けられていることが望ましい。

このような構成によれば、翼幅 (w) に沿って延びる回転軸 (904 x) が、前縁 (904 a) 側および後縁 (904 b) 側のうちのいずれか一方に偏っている場合よりも、羽部 (904) の上側に発生する圧力と羽部 (904) の下側に発生する圧力との差を大きくすることができる。

また、図 23 に示すように、羽部 (905) の切り返しの動作の際に、切り返し動作の前の羽部 (904) の羽ばたき運動により発生した渦 (R) の上方に羽部 (904) の下面が接触するように、制御部 (901) が駆動部 (905) を制御することが望ましい。

この構成によれば、羽部 (904) の切り返し動作の際の浮上力の低下を補うことができるとともに、切り返し動作の際に羽部 (904) の変形を反転させることができる。

また、図 23 に示すように、羽部 (904) の切り返し動作の際に、切り返し動作により発生する渦 (R) の回転中心軸 ( $X_1$ ) が延びる方向と羽部 (904) の曲率中心軸 ( $X_2$ ) が延びる方向とが一致するような弾性変形をするように制御部 (901) が駆動部 (905) を制御することが望ましい。

この構成によれば、羽部 (904) の切り返しの際に羽部 (904) に生じる鉛直下向きの力を極力小さくすることができるため、浮上移動装置 (90) の浮上力の低下を極力抑制することができる。

また、羽部 (904) は、図 24 に示すように、駆動部 (905) により駆動されたとき、付根部分 (905 c) が周期運動するとともに、周期運動の位相が付根部分 (905 c) の周期運動の位相とは異なる部位を有するように弾性変形することが望ましい。すなわち、羽部 (904) の部位によって、支点の姿勢の変化に追従できない度合いが大きくなることが望ましい。たとえば、羽部の付根部分 (904 c) から羽部の先端部分 (904 d) にかけて羽部 (904) の運動のタイミングが徐々に遅れるように羽部が弾性変形 (曲げ変形および捻れ変形) することが好ましい。図 22 の回転中心軸 (904 X) から前縁側または後縁側にいくにしたがって羽部 (904) の運動のタイミングが徐々に遅れるように羽部 (904) が弾性変形 (曲げ変形および捻れ変形) することが好ましい。

この構成によれば、羽部（904）の部位によって発生する浮上力等のピークのタイミングが異なるため、羽部（904）に急激な加速度が生じることを抑制することができる。

また、羽部（904）は、図24に示すように、羽部（904）の相対的に大きな流体力が及ぼされる部位（羽先端部904d）の位相が、羽部（904）の相対的に小さな流体力が及ぼされる部位（羽付根部904c）の位相に比較して遅れるように（羽ばたき角 $\theta$ ：位相遅れ $\alpha$ ）、弾性変形することが望ましい。また、図24に示すように、羽部（904）は、羽部（904）の付根部分（904c）の位相が、羽部（904）の先端部分（904d）の位相に比較して遅れるように（羽ばたき角 $\theta$ ：位相遅れ $\alpha$ ）、弾性変形することが望ましい。なお、羽ばたき角 $\theta$ は、周期運動する羽904の位相 $\phi$ を用いて表現される。

この構成によれば、羽部（904）の各部位に衝突する流体が羽部（904）に及ぼす力同士の大きさが互いに相違することによって生じる、羽部（904）の各部位同士の間の加速度の相違を小さくすることができる。

また、前述の位相の遅れ（羽ばたき角 $\alpha$ ）は、羽ばたき運動の1周期の $1/2$ （羽ばたき角 $\pi$ ）以下であることが望ましい。一般に羽部（904）は羽ばたき周期の $1/2$ で羽ばたき運動の方向が反転するため、前述の位相の遅れ（羽ばたき角 $\alpha$ ）を羽ばたき運動の1周期の $1/2$ 以下にすることにより、羽部（904）の先端部分（904a）にかかる周期的に変化する力の位相と羽部（904）の付根部分（904b）にかかる周期的に変化する力の位相とを同じ符号の状態を維持することができる。

また、制御部（901）が駆動部（905）を制御する態様と、羽部（904）の弾性変形の態様とは、流体・構造連成解析の結果、羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが最も優れた値になるように関連付けられていることが望ましい。

このように構成することより、羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが最も優れた浮上移動装置が実現される。

また、羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが、羽部（904）の羽ばたき運動によって生じる浮上力であってもよい。

この構成によれば、羽ばたき運動により最大の浮上力を生じさせることができる羽部を有する浮上移動装置（９０）が実現される。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが、羽部（９０４）の羽ばたき運動によって生じる浮上力を羽部（９０４）の駆動に必要なトルクで除算した値であってもよい。

このように構成することにより、１トルク当りの浮上力が最も大きな浮上移動装置（９０）が実現される。すなわち、所定の浮上力を生じさせるためのトルクが最も小さい駆動部（９０５）を浮上移動装置（９０）に用いることができる。そのため、浮上により有利になる浮上移動装置（９０）が実現される。なお、本実施の形態の浮上移動装置（９０）においては、トルクとは、特に断らない限り、羽部（９０４）の駆動に用いられる回転力の強度を指す。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータは、羽部に羽ばたき運動を行わせるために必要な駆動部の最大周波数であってもよい。

この構成によれば、駆動周波数の上限が最も小さい駆動部（９０５）を用いて羽ばたき飛行をすることが可能な浮上移動装置が実現される。これにより、駆動部（９０５）の剛性を最も低く設定することが可能になる。したがって、剛性が低い部材は、一般に軽量であるため、軽量の部材を用いて駆動部（９０５）を構成することが可能になる。その結果、駆動部（９０５）の質量を小さくすることができるため、浮上により有利な浮上移動装置（９０）が実現される。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが、羽部（９０４）の羽ばたき運動によって生じる浮上力を、浮上力を生じさせるために必要なエネルギーで除算した値であってもよい。

この構成によれば、羽ばたき運動に用いるエネルギーを最も小さくすることができる。そのため、例えば、所定の浮上力を生じさせることが必要である場合に、よりエネルギー源部が小型化された浮上移動装置（９０）を製造することが可能になる。

なお、本実施の形態の浮上移動装置（９０）においては、羽ばたき運動に用いるエネルギーとは、特に断らない限り、羽部（９０４）を駆動させる駆動部（９０５）において消費されたエネルギーである。エネルギーの代表例としては、駆動

部（905）の消費電力が挙げられる。

また、羽部（904）は、羽ばたき周波数を  $f$ 、羽部（904）の代表長さを  $L$ 、剛性が最も高い部位からの距離を  $r$ 、剛性が最も高い部位から距離  $r$  の部位にかかる荷重を  $w$ 、荷重  $w$  によって生じる荷重  $w$  がかけられている部位の変位量を  $d$  とすると、羽部（904）は、 $0.36 \times 10^{-8} < r^3 \times w / d / (L \times f)^2 < 4.48 \times 10^{-8}$  の関係が成立するものであることが望ましい。

この構成によれば、浮上力の絶対値、トルクに対する浮上力の効率、および羽部の駆動エネルギーに対する浮上力の効率それぞれを最適値の  $1/2$  より劣化させることなく羽ばたくことができる浮上移動装置（90）が実現される。

次に、本実施の形態の浮上移動装置（90）の設計に用いる流体・構造連成解析および浮上移動装置の製造方法の一般的手法を具体的に説明する。なお、以後、特に断らない限り、流速とは、空間に固定された座標系に対する流速、すなわち絶対流速を指すものとする。

表1～6および図25～図44を用いて、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法およびそれを用いた浮上移動装置の製造方法を説明する。

本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法は、流体としての空気に関する数値モデルおよび構造としての羽に関する数値モデルを作成するためのものである。この数値モデルは、昆虫が空気中で羽ばたき飛行する状態において、昆虫の羽の構造および昆虫の羽ばたき飛行態様（羽ばたき方）を解析して得られる。

また、本実施の形態の浮上移動装置の製造方法によれば、前述の流体・構造連成数値モデルの作成方法により作成された数値モデルが用いられて、昆虫の羽の構造および昆虫の羽ばたき飛行態様が模倣された浮上移動装置が製造される。

具体的には、流体に関する数値モデルは、流体の速度の数値モデルおよび流体の圧力の数値モデルである。また、構造に関する数値モデルは、主に、構造物の運動の態様の数値モデルおよび構造物に作用する力の数値モデルである。運動の態様の数値モデルは、流体に接する構造物の移動および変形などの数値モデルである。また、力の数値モデルは、外力、節点反力、および内部応力などの数値モデルである。



次に、本実施の形態の流体・構造数値モデルの作成方法を用いて、実際のトンボの飛翔に関する数値モデルを作成する手法について説明する。より具体的に言うと、飛翔するトンボの羽の構造に関する数値モデルおよび羽の周囲の空気に関する数値モデルを作成する手法について説明する。

この手法においては、流体に関する数値モデルとして、羽ばたくトンボの羽の周囲の空気の流速および空気の圧力の数値モデルが用いられる。また、この手法においては、構造に関する数値モデルとして、トンボの羽の構造が周囲の空気から受ける圧力、トンボの羽を駆動する外力（駆動力）、トンボの羽構造の垂直応力（圧力または張力）および剪断力などの力、トンボの羽の並進移動または回転移動、ならびに、トンボの羽の変形などの数値モデルが用いられる。

この手法においては、実物のトンボの空気中での羽ばたき飛行において計測された羽の構造に関するデータおよび羽ばたき飛行に関するデータが流体・構造連成解析に用いられる。それにより、前述の構造に関する数値モデルおよび前述の流体に関する数値モデルが得られる。

なお、本実施の形態の流体・構造数値モデルの作成方法においては、力学的要素についてのみ数値モデルの作成を行なう。しかしながら、前述の手法と同様の手法を用いて、筋肉の駆動モデル、筋肉を駆動する神経系のモデル、脳における情報処理のモデル、および、情報処理の基礎をなす感覚器官のセンシングのモデルなどの数値モデルの数値モデルを作成することも可能である。

#### （流体・構造連成数値モデルの作成の手順の概要）

まず、流体・構造連成数値モデルの作成の手順の概要について図25を用いて説明する。

本実施の形態における流体・構造連成数値モデル（単に「数値モデル」という場合もある。）の作成の手順は、次の1～7のプロセスに分けられる。

1. 基準構造の計測
2. 基準構造のモデリング
3. 実構造物の計測
4. 基準構造の補間による、実構造等価数値モデルの作成
5. 羽ばたき代表点の位置の時系列データの計測

## 6. 本体（羽以外の構造部分）のモデリング

### 7. 流体・構造連成解析

まず、プロセス1～プロセス4が実行されることによって、羽の形状および羽の剛性を数値で表現する、羽の実構造等価モデルの数値モデル（以後、「実構造等価数値モデル」と称する。）が作成される。

次に、プロセス5が実行されることによって、羽の羽ばたき飛行態様を数値で表現する、羽の駆動力モデル（以後、「羽ばたき運動数値モデル」と称する。）が作成される。

なお、プロセス6においては、本体のモデルは、説明の簡便のため、形状および質量分布のみが数値化されているものとする。つまり、本体のモデルは、流体に対する境界条件を与える役割、および、羽の支点において並進移動および回転運動のための慣性を与える役割を果たすためにのみ用いられているものとする。

ただし、実際には、本体の数値モデルは、位置、姿勢、および形状が変化する。しかしながら、これらの変化を考慮して解析を行う場合においても、羽の流体・構造連成数値モデルの作成方法と同様の手法を用いて、本体のモデルの位置、姿勢、および形状の変化の数値モデルを作成することができる。

より具体的な数値モデルの作成の手順は、次に述べるようなものである。

まず、必要に応じて、あるトンボ（以後、「個体A」と称する。）の羽を生体から切離す。その後、羽の構造に関する物理量を精密に測定する。それにより、その測定された物理量を用いて基準構造数値モデルを作成する。また、他の個体（以後、「個体B」と称する。）の羽ばたき飛行態様の物理量を測定して、その測定された物理量を用いて羽ばたき運動数値モデルを作成する。

次に、個体Bに対しては、個体Bを損傷しない状態で計測可能な羽の部位のうちの代表点の構造に関する物理量を測定する。この代表点の物理量のデータを用いて、個体Aの構造に関する数値モデル、すなわち、基準構造数値モデルに何らかの変換を加える。それにより、個体Bの羽の構造の数値モデルと等価とみなすことができる数値モデル、すなわち、実構造等価数値モデルを作成する。

その後、個体Bの羽の実構造等価数値モデルを、個体Bを測定することによって得られた羽ばたき方の数値モデルによって駆動する際の流体の挙動および構造

の挙動を、流体・構造連成解析によって算出する。これにより、個体Bの羽ばたき運動に関して、周囲の流体から羽へ与えられる影響が含められた流体・構造連成数値モデルが作成される。

次に、前述の手法により得られた流体・構造連成数値モデルをベースとして、浮上移動装置を製造する手順について述べる。

以下、各手順について、図25～図38を用いて詳細に説明する。

#### （基準構造数値モデルの構造に関する物理量の計測）

まず、基準構造数値モデルを作成するための、個体Aの構造に関する物理量の計測を行なう。一般に、構造物の運動方程式は、バネ特性およびダンパ特性、つまり、変位に対する弾性力および速度に対する減衰比を用いて、外力と加速度との関係式で表わされる。

ところで、一般に、構造における内部応力の減衰は、構造内部において運動エネルギーが熱エネルギーへ変換されることにより生じる。これは、構造の変化または構造の破壊が起きていることに相当する。

ここで、たとえば、羽ばたき周波数30Hzのトンボが羽を自律的要因で破壊することなく1週間以上飛び続ける状態を考察する。このとき、数周期での羽ばたき運動では、上記羽の構造の変化（塑性変形）は極めて小さいものと考えられる。よって、実施の形態においては、構造における内部応力の減衰はゼロであるものとする。すなわち、羽は、弾性変形するが、塑性変形しないものとして取り扱われる。したがって、運動方程式において、速度に対する減衰比はゼロとなる。

これにより、構造における運動方程式は、羽の変位に対する弾性力（羽の剛性）、羽の質量、および羽に加えられる外力によって表わされることになる。

すなわち、羽の構造モデル作成に必要なパラメータは、羽の形状、羽の剛性、および羽の質量の3つである。以後、これらのパラメータの計測方法については図26～図31を用いて述べる。

#### （基準構造数値モデルの形状計測）

まず、羽の形状計測に関して、図26および図27を用いて説明する。

図26に示すように、本実施の形態において用いるトンボの生体の羽20は、枝状に分布する梁構造21に膜構造22が貼られている構成となっている。後に

述べる剛性モデリングのために、梁構造 2 1 と膜構造 2 2 との位置関係を把握しておく必要がある。

このために、本発明者らが形状計測に用いたのは以下の手法である。

まず、3次元での羽の形状の把握のため、一般的に市販されているX-Yステージ 3 3 と、このX-Yステージ 3 3 の主表面にほぼ垂直な方向の距離を計測可能な状態に配置されたレーザ距離計 3 2 とを用いる。

図 2 7 に示すように、レーザ距離計 3 2 がX-Yステージ 3 3 の主表面内のある位置に固定された状態で、レーザ距離計 3 2 によって生体の羽 2 0 までの距離が計測される。その後、生体の羽 2 0 全体の形状の把握のために、X-Yステージ 3 3 の主表面上のレーザ距離計 3 2 の位置を特定可能な位置指定パラメータ  $x(i)$ 、 $y(i)$  と、レーザ距離計 3 2 の計測値  $z(i)$  とが考察される。この考察においては、パラメータ  $(x(i), y(i), z(i))$  の集合で表わされる形状が、測定された生体の羽 2 0 の形状であるものとして取り扱われる。

また、図 2 6 に示すように、画像スキャナまたはデジタルカメラなどの画像取得手段により、X-Yステージ 3 3 の主表面にほぼ平行な面内における生体の羽 2 0 の画像を取得する。これにより、梁構造 2 1 のX、Y方向の位置を特定することができる。生体の羽 2 0 をX-Yステージ 3 3 の主表面にほぼ平行に配置すれば、生体の羽 2 0 の梁構造 2 1 は、Z方向に重複して存在することはない。そのため、梁構造 2 1 は、パラメータ  $x(i)$ 、 $y(i)$  で表される位置におけるレーザ距離計 3 2 により計測されたZ方向の距離、すなわち、計測値  $z(i)$  の位置にのみ存在することになる。

これによって、 $x$ 、 $y$ 、 $z$  を座標軸とするときのすべての梁構造 2 1 の配置が決定される。なお、生体の羽 2 0 の形状を把握する手法としては、3次元で梁構造 2 1 の配置を含めて生体の羽 2 0 の形状を把握することができる手法であれば他の手法が用いられてもよい。

たとえば、市販のレーザ距離計 3 2 の多くは、レーザ光が十分に戻ってこない場合に、計測精度が低下する。このレーザ光が十分に戻ってこない状態を検出するために、市販のレーザ距離計 3 2 の多くには、レーザの戻り光量をモニタするためのモニタ機能が付加されている。このモニタ機能によって、レーザ距離計 3

2の測定時における反射率を算出することができる。なお、トンボの羽の場合、膜構造22はほとんど透明である。そのため、3次元で梁構造21の配置を含めて生体の羽20の形状を把握する手法としては、散乱光の大小を生体の羽20の位置に対してマッピングすることによって、生体の羽20の梁構造21を検出する手法を用いてもよい。

#### (基準構造数値モデルの剛性計測)

羽の剛性計測としては、基本的には一般的な手法がそのまま用いられ得る。より詳細に言うと、一般的な手法とは、次のような手法である。

前述したように、生体の羽20は梁構造21と膜構造22との複合構造である。そのため、まず、生体の羽20の各代表的な部位については、梁構造21と膜構造22とを分離する。この分離された梁構造21および膜構造22それぞれについて引張り強度試験および曲げ強度試験などを行なう。それにより、羽の剛性を決定する。さらに、膜構造22の一部に一定形状の孔を開ける。その孔形状の変形の態様に基づいて、膜構造22にかかる張力を逆算する。

しかしながら、この手法は煩雑であるという問題がある。また、この手法では、曲げ剛性は、梁構造と膜構造との間の相互作用を考慮して決定される。したがって、2つの構造それぞれの数値モデルに含まれる誤差が相乗的に含まれてしまうという問題もある。

昆虫の羽の構造については、羽の変形を曲げ変形と引張り変形とに分けて考察することが可能である。この考察では、昆虫の羽が非常に薄いため、羽の変形を大きく支配するものは曲げによる変形であることが分かる。すなわち、昆虫の羽は歪が微小でかつ変形が大きいことが分かる。

そこで、本実施の形態においては、生体の羽20をシェル構造の集合体であると仮定する。すなわち、1つの膜構造22および梁構造21の複合要素を1つのシェル構造として取扱う。この手法によれば、生体の羽20全体をシェル構造の複合体とみなして、梁構造21と膜構造22とを複合した状態のまま生体の羽20の剛性を測定することが可能になる。

したがって、羽モデル2および流体の挙動を決定する主たる要因である生体の羽20の曲げ剛性を決定するために、昆虫の羽の曲げ剛性を直接測定する。その

昆虫の羽の曲げ剛性を用いることにより、実質上、実物の昆虫の羽の曲げ剛性に近い値の曲げ剛性を有する羽の基準構造数値モデルを作成することができる。また、シェル構造は、梁構造 2 1 と膜構造 2 2 との複合要素と比較した場合、梁構造がない分だけ、基準構造数値モデル作成のための計算量を低減することができる。つまり、生体の羽 2 0 をシェル構造の複合体とみなして解析を行うことにより、作業の効率化を図ることができる。

なお、生体の羽 2 0 の各部位について個別に曲げ剛性の値を決定する必要があるため、分割された生体の羽 2 0 の各部分の曲げ剛性それぞれを測定せざるを得ない。そのため、後述する実構造等価数値モデル作成の観点から、羽 2 の各部位それぞれの曲げ剛性の測定は、生体の羽 2 0 が均一に乾燥した状態で行なわれることが望ましい。

#### (基準構造数値モデルの質量分布の計測)

剛性の計測の項で説明したように、生体の羽 2 0 は曲げ剛性の測定のために梁構造 2 1 と膜構造 2 2 とに分割されるため、羽の質量の測定方法の一例として、分割された生体の羽 2 0 の各部のうち代表的な部位の梁構造 2 1 の質量および膜構造 2 2 の質量それぞれを計測する手法が挙げられる。しかしながら、羽 2 をシェル構造として取扱うのであれば、生体の羽 2 0 の各部位の梁構造 2 1 および膜構造 2 2 の複合構造の質量全体を計測すればよい。

実際には、生体の羽 2 0 は、生体より切離されると乾燥を始めるため、質量が減少する。そのため、まず、生体から生体の羽 2 0 を切り離した直後の通常状態の生体の羽 2 0 全体の質量を測定する。その後、生体の羽 2 0 を十分乾燥させた状態で、再び生体の羽 2 0 全体の質量を測定する。乾燥した生体の羽 2 0 を測定するために生体の羽 2 0 を各部位ごとに分割して、分割された各々の部位について質量を測定する。通常状態の生体の羽 2 0 全体の質量に対する乾燥状態の生体の羽 2 0 全体の質量の比で、分割された乾燥状態の生体の羽 2 0 の各部位の質量それぞれを除算する。それにより、通常状態での生体の羽 2 0 の分割された各部位の質量が算出される。

通常状態での生体の羽 2 0 の分割された各部位の質量を、質量を測定した断片のサイズそれぞれにより除算する。その除算された値が羽モデル 2 の質量分布と

して用いられる。たとえば、シェル構造の場合、断片の面積で断片の質量を除算することにより、単位面積当りの質量が求まる。

以上により、羽モデル2の形状、および、羽モデル2の代表部位での剛性と質量とが測定される。

#### (基準構造のモデリング)

次に、基準構造となる個体Aの生体の羽20の構造のモデリングについて、図26～図28を用いて説明する。

一般に、構造の解析に多用される手法は、生体の羽20を分割可能な単位構造の集合体とみなし、かつ、分割された単位構造に対して種々の物性値を付与する手法である。この単位構造を一般的にメッシュと呼ぶ。

本実施の形態では、羽の単位構造をシェル構造として取扱う。すなわち、羽20の数値モデルは、上記の形状、質量分布、および剛性からなる物性値を有するシェル構造の集合体によって表現される。

#### (形状のモデリング)

まず、各メッシュを構成する各ノード（メッシュを示す線の交点）の位置が各メッシュに付与される。また、解析手法によっては、各ノードの姿勢（複数の点位置データ）がメッシュに付与される。

この際、メッシュ分割は梁構造21を基準として行なわれることが望ましい。梁構造21は、コルゲーションと呼ばれる折り畳み構造であり、稜線として生体の羽20上に延びている。このコルゲーションを境として、生体の羽20の物性値も極端に変化する。そのため、1つのメッシュは、梁構造21を横切らないことが望ましい（これが梁構造21の配置の把握が重要な理由である）。これらの点以外については、本実施の形態のメッシュ作成方法は、従来から用いられてきたメッシュ作成方法と比較して、特に変更を要する部分はない。

#### (剛性のモデリング)

次に、各メッシュに剛性が付与される。

羽モデル2の剛性、すなわち、羽モデル2に付与される外力に対する羽モデル2の変形量を決定する基本的なパラメータは、ヤング率、ポアソン比、およびメッシュの厚みである。

前述のように本実施の形態における羽モデル2は、歪みが微小でかつ変形が大きいものである。そのため、シェル構造の変形は、実質的にヤング率と断面2次モーメントとの積により決定される。なお、ポアソン比は、変形にほとんど影響を与えないため、一般的な値とされている0.3が用いられる。また、後述する実構造等価数値モデルの作成手法を考慮すると、羽モデル2の全体のヤング率としては、生体の羽20の部位全てのヤング率を測定した結果得られた複数の値の平均値が用いられてもよい。つまり、生体の羽20の全体のヤング率としては、ある程度ラフな値を用いることが可能である。その後、生体の羽20の部位それぞれにおいて測定された曲げ剛性を用いて、理論解または数値計算結果からメッシュの厚みが逆算される。

たとえば、長さ $l$ 、高さ $h$ 、幅 $b$ の梁を想定する。この梁の一端が固定され、梁の他端に高さ方向に荷重 $w$ が与えられたとき、高さ方向の梁の変位 $x$ は、 $x$ が $l$ に比べて微小であるなら、 $x = w \times l^3 / (E \times b \times h^3 / 12)$ と表わされる。シェルの幅 $b$ はシェル構造の測定により求められる値であるため、ヤング率 $E$ が既知であれば、梁の高さ $h$ が算出される。ここでは、 $E = 1.0 \times 10^9$ とする。

これにより、各代表位置でのメッシュの厚みが決定される。この各代表部位でのメッシュの厚みを補間した値が各メッシュに付与される。なお、各代表位置での厚みは、梁構造21と膜構造22との複合構造として曲げ剛性を表現するための厚みであり、梁構造21そのものの厚みおよび膜構造22そのものの厚みのいずれとも異なる。例として、MITC (Mixed Interpolation of Tensorial Components) 4節点シェル要素を用いたモデルの厚み分布の一例を図5および図28に示す。

#### (質量のモデリング)

羽の質量は、単純に、各代表位置での質量計測結果から算出される単位面積当りの質量を補間することによって求められる。メッシュには、メッシュの単位面積当りの質量に、メッシュの面積を乗じた値が付与される。

以上により、生体の羽20の形状、剛性、および質量分布からなる物理量により表現された構造に関する数値モデルが作成される。以後、この数値モデルが、基準構造数値モデルと呼ばれる。



#### (実構造等価数値モデルの作成)

ここでは、図29～図31を用いて、生体である個体Bを損壊せずに固体Bの代表的な部位の形状と代表的な部位の剛性とを計測する手法について説明する。

#### (代表形状の計測)

代表形状を計測する場合は、まず、撮影された生体の羽20の画像に基づいて、生体の羽20の代表的な構造が計測される。たとえば、生体の羽20の外形線および梁構造21の特徴的な分岐点を基準点として、基準点から測定点までの距離を計測する。

これにより、生体の羽20（固体Bの羽）の基準構造数値モデル（固体Aの羽）に対する形状の比率 $\alpha$ が算出される。すなわち、ある共通の基準点から測定点までの生体の羽20（固体Bの羽）の基準構造数値モデル（固体Aの羽）に対する距離の比率が算出される。

たとえば、固体Bの羽の基準点から外形線上の所定の一点までの距離を測定することによって、固体Bの羽の外形線の形状を把握する。それにより、基準構造数値モデル（固体Aの羽）を固体Bの数値モデルに近づけることができる。たとえば、基準構造数値モデル（固体Aの羽）の外形線の長手方向の長さが $l_1$ であり、かつ個体Bすなわち生体の羽20の外形線の長手方向の長さが $l_2$ であるならば、形状の比率 $\alpha$ は、 $l_2/l_1$ と定義される。この形状の比率 $\alpha$ を用いて、基準構造数値モデル（固体Aの羽）が固体Bの数値モデルに近似されるように、基準構造数値モデルに変換される。

#### (代表剛性の計測)

ここでは、生体である固体Bを破壊せずに、生体の羽20の代表的な部位の剛性を計測する手法を説明する。

一般に、剛性の測定は、所定の物体の一端が固定され、所定の物体の他の部位に所定の荷重がかけられた状態で、荷重がかけられている部位の変位量を計測することによって行なわれる。このため、上述の所定の物体の一端の固定の状態は、所定の物体の他の部位にかけられる荷重の大きさに起因して変化しないような強固な固定状態であることが望ましい。ところが、生体を生理的に損傷することなく測定するには、荷重が生体の羽20に与えるダメージが小さいことが要求され

る。

そこで、生体の生体の羽20を損壊せずに、代表的な剛性を正確に測定するためには、以下の手法が考えられる。

その手法としては、生体の羽20全体の凹凸形状に適合した固定手段を用いる手法が考えられる。しかしながら、この手法によれば、昆虫の各羽の形状の差異によっては、その差異に応じた固定手段を用意する必要があるため、固定手段を用意するための手間が煩雑である。

そこで、羽の部位のうち形状の差異が小さい部分のみの剛性の測定について、生体の羽20の凹凸形状に適合した固定手段を用いる手法を用いることが望ましい。たとえば、図29に示す生体の羽20の先端側かつ後縁側の領域51はほぼ平面である。そのため、この領域51の図30に示す如く線部分が固定され、かつこの領域51以外の部位に荷重をかけた状態で、領域51の各部位の変位を測定する。

前述の手法の代わりに、丈夫な生体の羽20の梁構造21部分、特に、生体の羽20の梁構造21の付根部分を固定する手法も有効である。この手法の一例としては、図31に示すように、生体の羽20の付根部分が固定された状態で、生体の羽20の先端部分において荷重－変位の関係を計測する手法が考えられる。

(基準構造数値モデルの変換による実構造等価数値モデルの作成)

ここでは、基準構造数値モデルが固体Bすなわち生体の羽20の計測によって得られた代表的な測定値を用いて変換された実構造等価数値モデルを作成する手法について説明する。

まず、代表形状の計測によって求められた形状の比率 $\alpha$ によって、基準構造数値モデルの拡大または縮小を行なう。以下、この拡大または縮小されたモデルを中間モデルという。

まず、メッシュのノードの座標が $P$ として定義され、メッシュの厚みが $T$ として定義される。また、メッシュのノードの座標 $P$ が前述の比率 $\alpha$ によって変換された後のノードの座標が $P'$ として定義される。メッシュの厚み $T$ が前述の比率 $\alpha$ によって変換された後のメッシュの厚みが $T'$ として定義される。このとき、 $P' = P \times \alpha$ および $T' = T \times \alpha$ の関係が成立する。中間モデルの形状の数値モ

デルおよび質量の数値モデルは、個体Bの形状および質量それぞれがほぼ反映されたものとなっている。

次に、中間モデルに、上記個体Bの代表剛性の計測に用いた条件と同様の力学的条件、すなわち、固定条件と荷重条件とが数値モデルとして与えられる。その中間モデルを解析することにより、中間モデルの構造の変形量が求められる。そして、上記個体Bの代表剛性の計測に用いた荷重と同等の荷重が中間モデルに付与された場合の中間モデルの変位が $\beta$ であるならば、各メッシュのヤング率 $E$ を、 $E' = E \times \beta$ の式を用いて求められる $E'$ に変更する。

すなわち、同じ力学的条件において中間モデルの変位の値が生体の変位の値の0.5倍であるならば、中間モデルのヤング率を0.5倍にする。それによって、生体の荷重—変位の関係と同等の荷重—変位の関係を有するように、中間モデルのヤング率に変換される。

これにより、ヤング率に変換された中間モデルは、形状、質量、および剛性それぞれが、個体Bにおける生体の羽20とほぼ一致する。このヤング率に変換された中間モデルを実構造等価数値モデルと称する。以上のプロセスにより、実構造等価数値モデルが作成される。

#### (羽ばたき代表点位置計測)

次に、個体Bにおける羽の代表点の位置を計測することにより、生体の羽20の位置および姿勢（位置データの数値モデル）、すなわち、羽ばたき方のモデルを作成する手法について説明する。生体の羽20の位置および姿勢は、アクチュエータの駆動態様、すなわち生体の羽20の支点の位置および姿勢そのものにより表現される。ところが、生体の羽20の支点は、固体Bの体内にあり、実質上、その位置および姿勢を測定することが不可能である。また、実質上有用であると思われる高速度カメラ等の映像では、点の位置を計測することができても、点の姿勢を計測することができない。

そこで、生体の羽20の支点の位置および姿勢と実質上等価である部位の位置および姿勢を計測する。具体的には、高速度カメラにて撮影することができる3点の位置を計測する。この3点を含む平面の姿勢をこの3点それぞれの姿勢とみなす。それにより、生体の羽20の姿勢が近似的に決定される。これは、生体の

羽20の支点を含む、変形量の微小な領域は、生体の羽20の支点と同じ姿勢であるとみなすことができるためである。以上より、生体の羽20の姿勢は、生体の羽20の支点近傍の領域内に含まれる3点の位置データを用いて表すことができる。

より具体的には、次のような手法が考えられる。極力変形が小さい生体の羽20の上の位置に3つのポイントマーカを設けた状態で生体の羽20を羽ばたかせる。このとき、高速度カメラなどで生体の羽20、すなわち固体Bの羽ばたき動作の画像を撮影する。撮影された生体の羽20の画像からポイントマーカの位置を計測する。姿勢の決定の精度を高めるという観点から、3つのポイントマーカによって形成される三角形の1つ角の角度は $90^\circ$ に近いことが望ましい。また、3つのポイントマーカによって形成される三角形が直角二等辺三角形であることがより望ましい。

生体の羽20上の所定の点の位置の計測手法としては、従来から用いられている羽の位置の計測手法が用いられる。その手法においては、上記3つのポイントマーカの位置が、2方向から高速度カメラを用いて撮影され、画像上に3つのポイントマーカの位置が映し出される。それにより、生体の羽20上の3点の位置の時系列的な移動の様子が確認される。ただし、高速度カメラの画像は、量子化されている。したがって、測定された値には、量子化誤差が含まれている。

そのため、量子化誤差に起因した所定の点の位置ずれを緩和するために、3点の位置の時系列的なデータのスムージングが行なわれる。流体から及ぼされる力は速度の関数であるため、スムージングは、上記ポイントマーカの位置の時刻歴を時刻で微分した、速度の時刻歴について行なうことが望ましい。なお、スムージングが実行可能であるためには、前述の速度の時刻歴は、連続（連続関数）である必要がある。また、直接直交座標計での位置の時刻歴の時間微分値のスムージングを行なったのでは、各ポイントマーカ間の距離が変化してしまう可能性がある。そのため、このスムージングは、3点により構成される平面の位置と姿勢とを分離した状態で、すなわち、この3点により構成される平面の並進速度および角加速度それぞれについて行なわれることがより望ましい。なお、点の位置の計測手法は、生体の羽20のある3点の位置を決定することができる手法、すな

わち、羽の所定の領域の姿勢を決定することができる手法であれば、前述の手法に限定されるものではない。また、微分可能な関数は、その微分値が連続となるため、スムージングが用いられる関数として適している。たとえば、微分可能な関数を用いれば、フーリエ級数展開を用いたローパスフィルタリングを、上記の3点により構成される平面の位置および角度について行うことが可能である。

以下、本実施の形態の流体・構造連成解析で用いる実構造等価モデルを、図39～図46を用いて具体的に示す。

本実施の形態の実構造等価モデルの作成方法においては、まず、羽の付根部分の要素に3点の位置が与えられる。図8は、図28における羽の付根部分の要素、つまり左下角の要素のみが抽出されたものに、本実施の形態での解析で用いたノード番号と要素番号とを付記したものである。ここでは、羽ばたき飛行の態様としてホバリング状態が想定される。また、ノード71が原点即ち(0, 0, 0)に固定されているものとする。羽モデル2の姿勢の数値モデルは、図33に示すように、残りの2点、すなわちノード83およびノード337の位置、すなわちx、y、z座標の時刻歴によって表現される。

図34には、羽モデル2の挙動と図33に示す羽モデル2の打ち下ろし動作における時間的な位置の変化との関係が示されている。図35には、ノード83のx、y、z座標値の時刻歴が示されている。図36には、ノード337のx、y、z座標値の時刻歴が示されている。

#### (流体・構造連成解析)

ここで、流体・構造連成解析によって、数値モデルを作成する手法を説明する。

本発明者らが用いた解析手法は、張 群および久田俊明により“Analysis of fluid-structure interaction problems with structural buckling and large domain changes by ALE finite element method”に示された流体・構造連成解析、および、張 群（1999年度東京大学学位論文「構造座屈と領域大変動を伴う構造・流体連成問題のALE (Arbitrary Lagrangian-Eulerian Method) 有限要素解析」）に示されたALE有限要素法解析による、流体・構造の強連成解析方法である。以下にその適用手法を述べる。なお、ALEとは、参照座標系を用いてオイラー表記（流体）とラグランジェ表記（構造）とを統一的に扱う手法であ

る。また、有限要素法は、解析領域を有限要素に分割して、その有限要素について近似計算を用いて統合された方程式を解く手法のことである。この手法は、差分法と異なり、自由形状が扱える。また、この手法により得られた解は、数学的には、微分方程式の最良な近似値となることが証明されている。

まず、数値モデルを作成するための仮想空間を設定する必要がある。本発明者らの計算によると、羽の長さが4 cmであり、かつ羽ばたき周波数が30 Hzである場合、中心点から概ね20 cm以遠において空間の空気の流れはほぼ定常流となる。このため、数値モデルを作成するための構造物を含む半径20 cmの球体内の空間を、流体・構造連成解析の対象とする。それにより、解析の計算量を減らすことができる。

ここでは、説明の簡便のため、1辺が20 cmの立方体のケースのほぼ中央にトンボが位置し、そのトンボが停空飛翔すなわちホバリングを行なっているときの流体・構造連成数値モデルを作成する。

ALE有限要素法においては、次のA～Dの4つパラメータを流体および構造の両者において設定する必要がある。なお、以下、パラメータAは各節点の座標であり、パラメータBは各節点のコネクティビティであり、パラメータCは各節点の境界条件であり、パラメータDは各要素の物性値であるものとする。

#### (構造要素)

パラメータA, B, Dは実構造等価数値モデルを作成した時点で決定される。

パラメータCは、実構造等価数値モデルのメッシュのノードの強制変位である、すなわち、羽ばたき運動数値モデルである。したがって、パラメータCとしては、生体の羽20に記載されたポイントマーカの時系列的な位置データが与えられる。

#### (流体要素)

流体要素は、メッシュが用意されていないため、たとえば、市販のメッシュ作成ソフトなどが用いられて作成される。本発明者らが用いた流体・構造連成解析手法においては、流体のメッシュにおいても構造のメッシュと共通のノードを有する必要がある。そのため、まず、羽を含む平面のメッシュが四辺形要素を用いて作成する。この四辺形要素を上下に掃引（スイープ）する。それによって、六面体メッシュが作成される。また、羽以外の四辺形メッシュは、六面体メッシュ

が作成された後、削除される。この六面体メッシュは図6および図7を用いて前述されている。

これにより、流体要素についても、各節点の座標およびコネクティビティが作成される。また、境界条件としての羽のノードおよび立方体のケースの外壁を構成するノードとしては、固着境界条件が用いられる。流体と羽とが共有する節点には、境界条件として、相対流速0が付与され、また、立方体の解析領域の外壁を構成する節点には、たとえば、外力0、即ち自由に流体が流れることができる境界条件が付与される。また、空気の質量密度、粘性係数および体積弾性率が、各流体要素の物性値として与えられる。これに関しても、前述されている。

定常的にホバリングしている状態に収束した運動の態様に関する数値モデルを得るために、1周期の羽ばたき運動を、複数回反復して行なう状態が解析される。

#### 〔実際のデータ〕

解析で実際に用いたデータとしては、前述した表1～表6を用いて示すデータが用いられる。

#### 〔計算結果〕

以下、上記の手法により得られる数値モデルについての一例を示す。なお、この数値モデルは上記データにより得られたものであり、本発明に適用可能な数値モデルは、この数値モデルに限定されない。

前述した図9に、定常状態における羽モデル2の周囲での流体の挙動が数値モデルとして算出された結果が示されている。矢印が羽モデル2のまわりの流速分布を表わしている。なお、計算時間の都合上、図9では、本体構造が省略され、一方の羽のみが動作するハーフモデルで解析した場合の流速分布が示されている。また、表示の煩雑さを避ける都合上、生体の羽モデル2に垂直な断面についてのみ流速分布が表示されている。

また、図32には、前述の手法により算出された、ノード71, 83, 337のy軸方向の節点力の合計が示されている。強制変位が与えられる点は、ノード71, 83, 337であるため、ノード71, 83, 337の節点力の合計が本体に加えられる力の大きさである。図32から分かるように、最初不規則であった節点力が最終的には周期的な挙動に収束している。すなわち、この時点で流体

の挙動および構造の挙動それぞれが周期的な挙動となる。この周期的な挙動は、ホバリング時の流体の挙動および構造の挙動と等価である。ただし、図34に示すように、浮上力が発生する方向は、y軸の負の方向である。本願の発明者らの計算によると、重力加速度  $9.8 \text{ m/s}^2$  の条件においては、図32から分かるように、羽1枚につき  $0.1 \text{ g}$  程度の質量を浮上させる浮上力が発生している。

また、この際の羽にかかる駆動トルクが図37に示されている。なお、図37において、 $\theta_y$  は、y軸の正の方向についての右ねじ回転方向のトルクを示し、 $\theta_z$  は、z軸の正の方向についての右ねじ回転方向のトルクを示す。

前述のトルク  $\theta_y$  および  $\theta_z$  は、アクチュエータの駆動トルクそのものである。以上のデータから、トルク  $1.5 \text{ gf} \cdot \text{cm} \sim 3.5 \text{ gf} \cdot \text{cm}$  のアクチュエータを用いて、羽1枚につき  $0.1 \text{ g}$  の質量を地上から上空へ浮上させることができることが分かる。

したがって、定常的なホバリングの際の流体の数値モデルを作成することができるため、浮上させることができる浮上移動装置の重量および浮上移動装置を浮上させるために必要なアクチュエータのトルクを求めることができる。

(流体・構造連成解析の手法について)

流体・構造連成解析には複数の種類の提案がなされている。

最も単純な手法として、高速度カメラにより撮影された羽の映像より、流体のみについて移動境界問題を解くことによって流速を決定する手法が考えられる。この手法では、羽の構造に単独で変形が与えられ、解析が行われる。

しかしながら、この手法においては、羽のすべての部位（点）の移動量を、すべての解析ステップにおいて計測する必要があり、データ量は膨大なものとなる。また、前述の解析手法は、羽の全ての節点の運動が既知である場合にのみ採用され得る手法である。したがって、前述の解析手法は、羽の運動が未知である、上述の浮上移動装置の運動などに採用することはできない。

流体と構造の相互依存を持った問題を解く手法として、流体と構造の支配方程式を交互に計算する弱連成法や流体と構造を含めた系全体の方程式（連成系方程式）を一挙（同時）に計算する強連成法が提案されている。前述した張群らによ



れば、本実施の形態のような流体・構造相互の依存性が強い問題に関しては、強連成法を用いることが最も効率的で最適であるとしている。

なお、前述した張群らの流体・構造連成構造解析は、生体以外の構造物についてなされたものであり、本実施の形態の流体・構造連成構造解析は、空気中での昆虫の羽ばたき運動を例とした生体の挙動についてなされたものである。このように生体に流体・構造連成構造解析を適用することにより、その生体を模倣したロボットを製造することが容易になることが本発明の特徴である。

#### (実施の形態2)

次に、表7および図38～図43を用いて、実施の形態2の流体・構造連成数値モデルの作成方法を説明する。

本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法において用いられる構造の数値モデルは、図28に示されている。この数値モデルは、実施の形態1の図5に示す流体・構造連成数値モデルの作成方法において用いられる構造の数値モデルの羽の厚さが0.045mm、0.012mm、0.010mm、0.008mm、0.006mm、0.004mmである部分が、それぞれ、0.35m、0.18mm、0.15mm、0.12mm、0.1mm、0.05mmに置き換えられている。

また、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、浮上力の発生する方向は、図34において、z軸正方向であったが、本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、y軸負方向である。すなわち、本実施の形態においては、y軸負方向を鉛直上方とする。

また、本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法において使用した図6および図7のメッシュ構造が、図38および図39に示すメッシュ構造に置き換えられている。

また、本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法において得られた図32に示す浮上力と時刻との関係が、図40に示すような関係になっている。

また、本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、実施

の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法において得られた図35および図36に示す位置と時間との関係が、図41および図42に示す関係になっている。

また、本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法において得られた図37に示すトルクと時刻との関係が、図43に示すような関係になっている。ただし、図43においては、 $\theta_y$ は図37における $T_\beta$ を表し、 $\theta_z$ は図37における $T_\theta$ を表している。

本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法で使用した表1のNode83のx座標値の0.000889が0.001に置き換えられており、y座標値の0.000889が0.001に置き換えられている。

また、本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法においては、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法で使用した表4のヤング率 $0.5E+09$ が $1.00E+09$ に置き換えられており、比重 $0.7E+03$ が $1.2E+03$ に置き換えられており、厚さ $4.5E-05$ が $0.35E-03$ に置き換えられている。

また、ShellMotion.datにおいて、羽の節点におけるx、y、z座標の時刻歴は、表6の代わりに表7に示すようになる。

【表7】

ShellMotion.dat					
Node/Time(sec)	0	0.0025	0.005	...	0.035
Node71_x	0	0	0	...	0
Node71_y	0	0	0	...	0
Node71_z	0	0	0	...	0
Node83_x	0.001	0.000669	0.000772	...	0.000689
Node83_y	0	-0.00053	-0.0004	...	-0.00059
Node83_z	0	0.000523	0.00049	...	0.000423
Node337_x	0	0.00043	-0.00015	...	-0.0006
Node337_y	0.000656	0.000848	0.000636	...	-0.00079
Node337_z	0.000755	0.000309	0.000758	...	-0.00013

また、本実施の形態の流体・構造連成数値モデルの作成方法において用いられ

る構成および手法は、その他の図および表においては、実施の形態1の流体・構造連成数値モデルの作成方法と同様である。

(本実施の形態の浮上移動装置の製造方法の特徴およびその効果)

本実施の形態の浮上移動装置(90)の製造方法は、次のステップを備えている。

- ① 昆虫の羽の実物の構造に関する物理量を測定するステップ
- ② 羽の実物の構造に関する物理量が数値化された、羽の実物と等価とみなすことができる羽構造等価数値モデルを作成するステップ
- ③ 羽構造等価数値モデルの剛性のパラメータが変更された複数種類の羽構造数値モデルを作成するステップ
- ④ 昆虫の羽の実物に羽ばたき運動をさせて、羽ばたき運動の態様に関する物理量を測定するステップ
- ⑤ 羽ばたき運動の態様に関する物理量が数値化された羽ばたき運動数値モデルを作成するステップ
- ⑥ 仮想流体の流体に関する数値モデルおよび羽構造数値モデルの構造に関する数値モデルそれぞれを算出する流体・構造連成解析ステップ

この解析ステップでは、予め設定された解析のための仮想流体内において、複数種類の羽構造数値モデルそれぞれに、羽ばたき運動数値モデルで表わされる羽ばたき運動を行なわせた際の数値モデルが求められる。なお、数値モデルは、流体の挙動と構造物の挙動との相互作用を含めた解析により作成される。

- ⑦ 複数種類の羽構造数値モデルのうち所定の羽構造数値モデルを用いて、駆動装置により駆動される羽部を製造するステップ

この所定の羽構造数値モデルは、流体・構造連成解析ステップにより得られた数値モデルである。この数値モデルは、仮想流体の流体に関する数値モデルおよび羽構造数値モデルの構造に関する数値モデルそれぞれのうちの所定のパラメータの値が最も優れた数値モデルである。

前述の①～⑦のステップを有する浮上移動装置の製造方法によれば、羽部の剛性が異なる複数種類の羽の構造に関して、それぞれの羽の変形の影響を定量化して考察することができる。したがって、羽の変形の影響を検討した上で、羽ばた

き飛行に最も適した羽を有する浮上移動装置を製造することができる。

所定のパラメータが、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させたときに羽構造数値モデルに生じる浮上力であってもよい。

この製法によれば、羽ばたき運動により最大の浮上力を生じさせることができる羽部（９０４）を有する浮上移動装置（９０）を製造することができる。

所定のパラメータが、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させたときに羽構造数値モデルに生じる浮上力を羽構造数値モデルの駆動に必要なトルクで除算した値であってもよい。

このような製法によれば、１トルク当りの浮上力が最も大きな浮上移動装置（９０）を製造することができる。すなわち、所定の浮上力を生じさせるためのトルクが最も小さい駆動部（９０５）を製造することができる。そのため、浮上により有利になる浮上移動装置（９０）を製造することができる。なお、本発明においては、トルクとは、特に断らない限り、羽部（９０４）の駆動に用いられる回転力の強度を指す。

また、前述の羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータは、羽部に羽ばたき運動をさせるために必要な駆動部（９０５）の最大周波数であってもよい。

この製法によれば、駆動周波数の上限が最も小さい駆動部（９０５）を用いて羽ばたき飛行をすることが可能な浮上移動装置を製造することができる。これにより、駆動部（９０５）の剛性を最も低く設定することが可能になる。したがって、剛性が部材は、一般に軽量ではあるため、軽量な部材を用いて駆動部（９０５）を構成することが可能になる。その結果、駆動部（９０５）の質量を小さくすることができるため、浮上により有利な浮上移動装置（９０）を製造することができる。

また、所定のパラメータが、羽構造数値モデルを羽ばたき運動させたときに羽構造数値モデルに生じる浮上力を、その浮上力を生じさせるために必要なエネルギーで除算した値であってもよい。

この製法によれば、羽ばたき運動に用いるエネルギーを最も小さくすることができる羽部（９０４）を製造することができる。そのため、所定の浮上力を生じさせることが必要である場合に、よりエネルギー源部が小型化された浮上移動装

置（９０）を製造することが可能になる。

なお、本実施の形態においては、羽ばたき運動に用いるエネルギーとは、特に断らない限り、羽部（９０４）を駆動させる駆動部（９０５）において消費されたエネルギーである。エネルギーの代表例としては、駆動部（９０５）の消費電力が挙げられる。

次に、実施の形態１の浮上移動装置９０を実現可能な具体例の浮上移動装置について説明する。したがって、前述した実施の形態１の浮上移動装置９０は、前述の羽９０４の特徴に加えて後述するような構造および機能を有している。ただし、以後に示す実施の形態３および４では、浮上移動装置の全体の構造および機能のみを説明するため、前述の実施の形態１の浮上移動装置９０の羽部９０４の特徴とは厳密に一致しないかまたは異なる特徴を有する羽部が示されている。そのため、実際には、実施の形態３および４の浮上移動装置それぞれの羽部と、前述の実施の形態１の浮上移動装置９０の羽９０４とは、置き換えられるものとする。

ここでは、羽が流体から受ける力を流体力と呼ぶ。また、説明の簡便のため、空気の流れを羽ばたきによってのみ起こる状態、すなわち無風状態を仮定して説明する。

#### （実施の形態３）

本発明の実施の形態３の浮上移動装置について、図４４～図５６を用いて説明する。以下の本実施の形態の浮上移動装置の説明では、前述の浮上移動装置９０の羽９０４の特徴については言及しないが、実際には、本実施の形態の羽４に、前述の羽９０４の特徴が組み合せられているものとする。

#### （全体の構成）

まず、本実施の形態の浮上移動装置の全体の主要な構成について、図４４を用いて説明する。なお、本実施の形態の浮上移動装置では、特に断らない限り、説明の簡便のため、羽を駆動する主要な部分は左右対称であるものとする。したがって、以後においては、浮上移動装置の左半分についてのみ説明を行い、右半分には左半分に対して鏡面对称である構成要素が設けられているものとする。ただし、本発明の浮上移動装置においては、左右対称であることは、必要な条件では

ない。

本実施の形態の浮上移動装置 1 は、図 4 4 および図 4 5 に示すように、支持構造 9 内に設けられたアクチュエータ 2、アクチュエータ 2 によりベアリング 3 1、3 2 を介して駆動される伝達軸 3 3、および伝達軸 3 3 により駆動される羽 4 を主要な構成要素とする。

伝達軸 3 3 には、ピニオンギア 3 4 が固定されている。ピニオンギア 3 4 には、ラックギア 3 5 が噛み合っている。ピニオンギア 3 4 とラックギア 3 5 とが噛み合いを維持しながら、ピニオンギア 3 4 が回転する。ピニオンギア 3 4 は、伝達軸 3 3 の面内方向運動に起因して回転する。なお、本実施の形態に限っては、浮上移動装置 1 の上方から見たときの、羽 4 および伝達軸 3 3 の前後方向の運動を面内方向運動ということにする。

なお、図 4 5 に矢印で示す方向のアクチュエータ 2 の回転により、伝達軸 3 3 をアクチュエータ 2 の主表面に対して垂直な方向に見たときに、伝達軸 3 3 が扇形状の軌跡を描く運動を行う。以下、伝達軸 3 3 が延びる方向を中心軸とする伝達軸 3 3 の回転を、単に「伝達軸 3 3 の回転」と呼ぶ。また、アクチュエータ 2 の回転の中心軸と一致する軸を中心軸とする伝達軸 3 3 の回転を、「伝達軸 3 3 の面内方向運動」という。このとき、羽 4 を伝達軸 3 3 が延びる方向に見れば、羽 4 の各部位は円弧状の軌跡を描く運動を行っている。

また、ラックギア 3 5 は支持構造 9 に対して相対的な位置が固定されている。また、ラックギア 3 5 はラックギア移動機構 3 6 によって保持されている。ラックギア移動機構 3 6 は、支持構造 9 に設けられており、支持構造 9 に対してラックギア 3 5 を相対的に移動させることができる。

また、アクチュエータ 2 は、円盤状である。このアクチュエータ 2 は、図 4 5 に示す矢印の方向に回転する。このとき、羽 4 は、伝達軸 3 3 が延びる方向を回転の中心軸として回転する。その結果、羽 4 は、鉛直下向きの気流を生み出す。それにより、浮上移動装置 1 は、鉛直下向きの気流の反作用によって鉛直上向きに浮上する。

また、詳細については後述するが、本実施の形態の浮上移動装置 1 は、ラックギア移動機構 3 6 を用いて、左右の伝達軸 3 3 それぞれの先端の面内方向運動の

振幅の中心位置を、別個独立して進行方向前側または進行方向後側にずらすことが可能である。それにより、浮上移動装置 1 は、左右のいずれかに旋回したり、前進または後退したりする。なお、浮上移動装置 1 の前後方向に延びる軸回りの回転動作は、アクチュエータ 2 の回動の振幅および回動の周波数のうち少なくともいずれか一方を変更することにより、実現されるものとする。

なお、アクチュエータ 2 およびラックギア移動機構 3 6 それぞれは制御装置 5 により制御される。また、アクチュエータ 2、ラックギア移動機構 3 6、および制御装置 5 は、電源 6 より供給される電力によって稼働する。

#### (支持構造)

次に、支持構造 9 について説明する。支持構造 9 は、支持構造としての機能を損なわない範囲内の質量であって、より軽量であることが望ましい。たとえば、軽量化のあまり剛性が低下し過ぎてしてしまい、羽 4 を駆動させるためのエネルギーが支持構造 9 の振動となって散逸することがないこと等が、その範囲を決定するための基準となる。本実施の形態の浮上移動装置 1 においては、軽量のカーボングラファイトを支持構造 9 に用いる。

#### (羽とその駆動システム)

次に、羽および羽の駆動システムについて、図 4 5 ～図 5 4 を用いて説明する。

#### (アクチュエータ)

まず、アクチュエータ 2 について、図 4 5 を用いて説明する。

本実施の形態の浮上移動装置 1 においては、アクチュエータ 2 として、超音波モータと一般に呼ばれているモータを用いる。本実施の形態においてアクチュエータ 2 として用いる超音波モータは、図 4 5 に示されるように、支持構造 9 に固定されているステータ部 2 1 に対してロータ部 2 2 を回動させることができる。ロータ部 2 2 には、ベアリング 3 1, 3 2 の外周部 3 1 a, 3 2 a が固定されている。

ベアリング 3 1, 3 2 は、外周部 3 1 a, 3 2 a に対して内周部 3 1 b, 3 2 b が円滑に回転できるようになっている。内周部 3 1 b, 3 2 b には伝達軸 3 3 が固定されている。したがって、アクチュエータ 2 は、アクチュエータ 2 の主表面と平行な面において、アクチュエータ 2 の回動の中心軸と一致する軸を中心軸

として、伝達軸 3 3 を回動させることが可能である。このとき、前述したように、伝達軸 3 3 の回動は、ピニオンギア 3 4 が、ラックギア 3 5 にかみ合いながら回動することに起因して生じる。

(変形ラックおよび変形ピニオンギアによるリンク機構)

次に、ピニオンギア 3 4 およびラックギア 3 5 について図 4 6 および図 4 7 を用いて説明する。

図 4 5 に示すように、ラックギア 3 5 は、アクチュエータ 2 の円形と相似形の円形を底面に有する円柱の周面の一部を用いて構成されている。このように構成するのは、ピニオンギア 3 4 とラックギア 3 5 との噛み合いの整合性を向上させるためである。しかしながら、説明の簡便のため、ラックギア 3 5 の円柱状の周面を平面に展開する。ピニオンギア 3 4 およびラックギア 3 5 の展開図は、図 4 6 に示すような図である。この図 4 6 において、ピニオンギア 3 4 は、楕円形である。ピニオンギア 3 4 は、アクチュエータ 2 の回動により、伝達軸 3 3 が延びる方向の軸を回動の中心軸として回動する。これを、以下単に「ピニオンギア 3 4 の回動」という。また、ラックギア 3 5 の歯とピニオンギア 3 4 の歯とがかみ合う状態を維持しながら、ピニオンギア 3 4 がラックギア 3 5 の歯が並ぶ方向に沿って往復運動する。このとき、ピニオンギア 3 4 は、図 4 6 において左右対称のラックギア 3 5 の対称軸を中心にして左右対称の移動を行う。伝達軸 3 3 は、図 4 6 においてラックギア 3 5 の対称軸を中心にして左右対称に水平方向に移動する。

ただし、実際のラックギア 3 5 は、図 4 6 の展開図のラックギア 3 5 の平面が、アクチュエータ 2 の回動の中心軸を中心軸とする円筒の周面となるように構成されている。また、実際のピニオンギア 3 4 は、図 4 6 の展開図のピニオンギア 3 4 の平面が、楕円球殻の一部となるように構成されている。これにより、伝達軸 3 3 が回動したときに、ラックギア 3 5 の歯とピニオンギア 3 4 の歯とのかみ合わせがはずれないようになっている。なお、ギアの歯の形状等を工夫することにより、ラックギア 3 5 とピニオンギア 3 4 とのかみ合わせの齟齬を解消することができるのであれば、ラックギア 3 5 およびピニオンギア 3 4 それぞれの形状は、前述の形状以外の形状であってもよい。



ここで、ラックギア 3 5 に対するピニオンギア 3 4 のギア比は、アクチュエータ 2 の回動の振幅の両端すなわち 2 つの死点で小さく、アクチュエータ 2 の回動の振幅の中心付近で極端に大きくなっている。なお、ギア比は、図 4 7 に示すように、伝達軸 3 3 を面内方向運動させるためのアクチュエータ 2 の回動の角度を  $\alpha$  とし、伝達軸 3 3 の回動の角度を  $\beta$  とした場合に、 $d\alpha/d\beta$  で表される。

したがって、図 4 6 に示す左右対称のラックギア 3 5 の対称軸を中心軸として、左右対称に移動する楕円形のピニオンギア 3 4 の運動は、具体的には次のようなものである。前述の対称軸およびその近傍では、左右方向の移動の両端およびその近傍に比較して、ピニオンギア 3 4 の角速度は小さい。言い換えれば、左右方向の移動の両端およびその近傍では、前述の対称軸およびその近傍に比較して、ピニオンギア 3 4 の角速度は極端に大きい。これは、ピニオンギア 3 4 が楕円形であるために、前述の対称軸およびその近傍では、長軸と短軸との交点からラックギア 3 5 と接する楕円形の外周までの距離が長く、左右方向の移動の両端およびその近傍では、長軸と短軸との交点からラックギア 3 5 と接する楕円形の外周までの距離が短くなっているためである。

なお、前述したように、ラックギア 3 5 の形状を所定の形状にしておくことにより、伝達軸 3 3 は、図 4 6 では、上下することなく、左右方向に直線上を移動する。また、本実施の形態の浮上移動装置 1 においては、ピニオンギア 3 4 として、楕円形のものをを用いたが、必ずしも楕円形である必要はない。

上述のような構成であるため、伝達軸 3 3 の回動（図 4 7 に示す角度  $\beta$  の回動）の速度は、アクチュエータ 2 の回動（図 4 7 に示す角度  $\alpha$  の回動）の振幅中心およびその近傍では小さいが、アクチュエータ 2 の回動の振幅の両端では大きくなる。

上述のような原理により、羽 4 は、図 4 7 に示すように、アクチュエータ 2 の回動に起因した伝達軸 3 3 の面内方向運動により描かれる扇型の軌跡と相似形の軌跡を有する面内方向運動（図 4 7 の角度  $\alpha$  の回動）をする。また、羽 4 は、ピニオンギア 3 5 がラックギア 3 6 にかみ合いながら移動することによって、伝達軸 3 3 の回動と同じ方向に回動（図 4 7 に示す角度  $\beta$  の回動）する。なお、図 4 7 に示す角度  $\beta$  の羽 4 の回動の速度は、アクチュエータ 2 の回動の振幅の両端で

は大きく、アクチュエータ 2 の回動の振幅中心近傍では小さいため、羽 4 は、切り返しのときにより大きな回転揚力を得ることができる。

なお、本実施の形態の浮上移動装置においては、アクチュエータ 2 の回動の角度（図 4 7 に示す角度  $\alpha$ ）は  $\pm 45^\circ$  である。また、 $\pm 45^\circ$  のアクチュエータ 2 の回動によって生じる伝達軸 3 3 の回動の角度（図 4 7 に示す角度  $\beta$ ）は  $\pm 30^\circ$  と設定されているものとする。

#### （ラックギア移動機構）

次に、ラックギア移動機構 3 6 について、図 4 8 を用いて説明する。

ラックギア移動機構 3 6 は、支持構造 9 に設置されており、ラックギア 3 5 の位置を移動させる機能を有する。ラックギア移動機構 3 6 の機能により、ラックギア 3 5 は、浮上移動装置 1 を上方から見たときに、アクチュエータ 2 の外周上の点の回動の軌跡と相似形の円弧状の軌跡が描かれるように、往復運動する。このラックギア 3 5 の位置の移動は、図 4 6 においては、ラックギア 3 5 が水平方向（左右方向）に移動することに相当する。

このラックギア 3 5 の位置の移動に対応して、アクチュエータ 2 の回動の振幅の中心を浮上移動装置 1 の前方または後方側にずらせば、飛行方向の転換などの制御を簡単に行うことができる。

また、ラックギア移動機構 3 6 によっても、羽 4 の面内方向運動（図 4 7 の角度  $\alpha$  の運動）の範囲を制御することがある程度可能である。たとえば、伝達軸 3 3 とラックギア 3 5 とのかみ合いの位置関係が保たれるように、ラックギア移動機構 3 6 を用いて、伝達軸 3 3 の面内方向運動（図 4 7 の角度  $\alpha$  の運動）に追従してラックギア 3 5 を移動させれば、伝達軸 3 3 の回動（図 4 7 の角度  $\beta$ ）は生じない。そのため、羽 4 の回動の角度（図 4 7 の角度  $\beta$ ）を一定に保ちながら、羽 4 の面内方向運動（図 4 7 の角度  $\alpha$  で示す運動）の振幅中心を浮上移動装置 1 の前側または後側に移動させることができる。

本実施の形態の浮上移動装置のラックギア移動機構 3 6 においては、図 4 8 に示すように、応答性に優れた超音波リニアアクチュエータ 3 7 を用いる。図 4 8 は、図 4 6 の展開図において、紙面に垂直にラックギア移動機構 3 6 を切断したときのラック移動機構 3 6 およびラックギア 3 5 の断面図である。実際には、図

48に示す構造が、上下逆になって、浮上移動装置1に取り付けられる。なお、軽量化のため、ラックギア移動機構36とラックギア35との接触部であって超音波リニアアクチュエータが存在しない部分には、潤滑性に優れたテフロン(R)ベ어링38が用いられている。また、空気から羽4へ加えられる反力に起因して超音波リニアアクチュエータ37に加えられる力の影響を低減する必要がある。そのため、超音波リニアアクチュエータ37は伝達軸33が延びる方向が法線となる仮想面上において、その仮想面に沿って平行に延びるように設けられている。

#### (羽部)

続いて、羽4について図49～図56を用いて説明する。

#### (形状、剛性の概略)

羽4は、図47および図49に示すように、伝達軸33に直接固定されており、その厚さがほぼ均一である平板からなっている。この羽4を製造するために、まず、長軸の長さが約40mm、かつ、短軸の長さが約10mmの楕円形の平板を用意する。楕円形の長軸に対して平行に長軸から約2.5mmの位置に引かれたラインと、楕円形の短軸に対して平行に短軸から約8mmの位置に引かれたラインとを切断する。この切断により生じた4つの個片のうち最も大きい個片を羽4として用いる。

また、羽4は、軽量の硬質の樹脂から構成されている。さらに、羽4は、レーザーカッティングによって成形される。そのため、羽4の輪郭部には縁取りが形成されている。この縁取りにより、羽4の強度が増している。

また、本発明者らが用いた羽4の剛性を代表するものとして、伝達軸33を拘束した際の、伝達軸33からの伝達軸33に垂直な方向の距離が7.1mmの位置における荷重－変位関係を図50に示す。

#### (羽の運動と捻り変位拡大機構)

本実施の形態による羽の挙動を図51～図56を用いて説明する。

羽4の面内方向運動をすることによって、浮上移動装置1が揚力を得る羽ばたき方としては、図51および図52に示す2通りの羽ばたき方が考えられる。しかしながら、図51に示す羽ばたき方では、羽4の面内方向運動の両端それぞれ

で負の回転揚力が発生してしまう。そのため、本実施の形態の浮上移動装置 1 では、羽 4 の面内方向運動の両端それぞれで正の回転揚力が得られる図 5 2 に示す羽ばたき方を採用する。

この際、便宜上、羽 4 を浮上移動装置 1 の進行方向の前方から後方へ運動させる動作を羽の打ち上げ動作とし、その逆を打ち下ろし動作と定義する。ただし、羽の打ち上げ動作および羽の打ち下ろし動作は、通常地面に対してほぼ水平方向の往復運動であるため、羽の打ち上げ動作および羽の打ち下ろし動作といっても、地面にほぼ垂直な方向に行われる動作を意味するものではない。

本実施の形態の浮上移動装置の羽 4 の運動は図 5 2 に示すものとなるが、効率よく揚力を得るためには、図 5 6 に示す迎え角  $\theta$  が概ね  $10^\circ$  程度である必要がある。このため、羽 4 がほとんど弾性変形しない場合には、打ち上げ動作と打ち下ろし動作との切り替え時において、羽 4 を伝達軸 3 3 のまわりに  $160^\circ$  程度回転（図 4 7 に示す角度  $\beta$  で示される回転）させる必要がある。

しかしながら、羽 4 に弾性変形の度合いが大きいものを用いれば、迎え角  $\theta$  が概ね  $10^\circ$  程度である状態を維持しながら、伝達軸 3 3 の回転の角度（図 4 7 の角度  $\beta$ ）をより小さくすることができる。したがって、本実施の形態の浮上移動装置 1 では、羽 4 を空力によって受動変形させることで、伝達軸 3 3 に対して垂直な方向の羽 4 の先端（いわゆる、後縁）の回転の角度を伝達軸 3 3 の回転の角度（図 4 7 の角度  $\beta$ ）より大きくする手法を採用する。

また、図 5 7 に示す剛体の羽では、負の揚力が生じるという問題が発生する。しかしながら、羽 4 が受動変形すれば、負の回転揚力が生じるという問題は解消される。

本発明者らは、浮上移動装置 1 に、羽 4 の面内方向運動（図 4 7 の角度  $\alpha$  で示される回転）の両端において、伝達軸 3 3 を  $\pm 30^\circ$  程度回転（図 4 7 の角度  $\beta$  の回転）させる実験を行った。それにより、羽 4 が受動変形することによって、羽 4 の中央部よりも伝達軸 3 3 から遠い位置においては、羽 4 は、 $\pm 80^\circ$  程度の回転していることが分かった。また、発明者らが実験で用いた浮上移動装置 1 の羽 4 の羽ばたき運動により、図 5 2 に示す羽 4 の運動と等価な浮上力を得ることができる。この際の羽 4 の挙動を図 5 4 に断面図として示す。

なお、図 4 7 に示すように、伝達軸 3 3 を面内方向運動させるためのアクチュエータ 2 の回転の角度が  $\alpha$  であり、かつ、伝達軸 3 3 の回転によって得られる羽 4 の回転の角度が  $\beta$  である場合には、 $\alpha$  と  $\beta$  との関係は図 5 3 に示すようなものとなる。

#### (浮上可能要件)

本発明者らの実験によれば、図 5 4 に示す羽 4 の運動により発生する浮上力の最大値は、羽 1 枚あたり約 0. 1 3 g f である。また、この浮上力を得る際に必要なアクチュエータ 2 の駆動トルクは最大約 1 g f ・ c m である。

羽 4 の質量は約 5 m g である。伝達軸 3 3 の質量は約 3 m g である。ピニオンギア 3 4 の質量は約 2 m g である。ラックギア 3 5 の質量は約 6 m g である。アクチュエータ 2 の質量は約 8 0 m g である。

浮上移動装置 1 は、支持構造 9、制御装置 5、および電源 6 の重量の合計が 6 8 m g 以内であれば、浮上することができる。

ただし、次の①～③のような構成が採用されれば、浮上移動装置 1 の支持構造 9 および制御装置 5 の合計が 5 ～ 1 0 m g 以内にすることは可能である。①電源 6 の電力を無線で供給する。②無線送信される電力の変換装置および制御装置 5 をワンチップに集積する。③ワンチップを支持構造 9 上にパッケージングする。

さらに、アクチュエータ 2 の効率は今後の技術革新により向上させることが可能であるため、本実施の形態の浮上移動装置 1 を浮上させることは実現可能である。

#### (飛行制御方法)

次に、飛行の制御方法について説明する。羽ばたき飛行により、3次元空間をくまなく移動するには、前進後退、左右への旋回、ならびに上昇および下降の 3 つの運動要素が実現される必要がある。以下、各運動要素およびその基本動作となるホバリングを実現する飛行制御手法について述べる。

#### (ホバリング)

本実施の形態の浮上移動装置においては、図 5 3 に示す羽ばたき方でホバリングが可能である。ピニオンギア 3 4 およびラックギア 3 5 それぞれの形状は、ラックギア移動機構 3 6 の機能によるラックギア 3 5 の移動がない状態で、アクチ

アクチュエータ 2 が伝達軸 3 3 を前後方向に  $\pm 45^\circ$  移動（図 4 7 に示す角度  $\alpha$  の回転）させたときに、図 5 3 に示す運動が実現されるように設計されている。

このため、左右の伝達軸 3 3 のそれぞれが、浮上移動装置 1 の左右方向（左右のアクチュエータ 2 の回転の中心点同士を結ぶ線が延びる方向）に一直線状に延びる仮想線を中心線として、中心線の前後に  $\pm 45^\circ$  の振幅で往復運動すれば、ホバリングが実現される。

#### （前進および後退）

上述の羽 4 の前後方向の  $\pm 45^\circ$  の移動（図 4 7 の角度  $\alpha$  で示される回転）により、羽 4 には、鉛直下向きの流れ以外に、アクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かうように、図 5 5 に示すような流れが発生する。この流れを利用することで浮上移動装置 1 に前後方向の移動をさせることができる。

たとえば、ラックギア移動機構 3 6 によって、前述のように、ピニオンギア 3 4 とラックギア 3 5 とのかみ合いの相対的な関係を保ちつつ、伝達軸 3 3 の先端の前後方向の面内方向運動の振幅の中心位置を前側または後側にずらす。それにより、羽 4 の前後方向の往復運動を前側または後側に偏らせる。その結果、アクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かう流れを浮上移動装置 1 の前方または後方へ向けることができる。そのため、浮上移動装置 1 は後退する力または前進する力を得ることができる。

羽 4 の付根から先端へ向かう流れを、左右の羽 4 それぞれについて等しく浮上移動装置 1 の後方へ向ける羽ばたき方をすれば、浮上移動装置 1 は前進する。また、アクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かう流れを、左右の羽 4 について等しく浮上移動装置 1 の前方へ向ける羽ばたき方をすれば、浮上移動装置 1 は後退する。この様子を図 5 5 に示す。

#### （左右への旋回）

さらに、上述の羽 4 の表面において、アクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かう流れを用いることで、浮上移動装置 1 を左右のいずれかへ旋回させることが可能である。

たとえば、左の羽 4 のみアクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かう流れを後方に向ければ、浮上移動装置 1 は右へ旋回しながら前進する。逆に、右の羽 4

のみアクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かう流れを後方に向ければ、浮上移動装置 1 は左へ旋回しながら前進する。

また、左の羽 4 のみアクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かう流れを前方に向け、かつ、右の羽 4 のみアクチュエータ 2 側から羽 4 の先端側へ向かう流れを後方に向ければ、浮上移動装置 1 は、その上方から見て反時計回りにその場で回転することができる。

#### (上昇および降下)

上昇および降下を行う最も単純な方法は、アクチュエータ 2 の駆動態様を変更し、羽ばたき周波数を増加または低減させる手法が挙げられる。

また、前述の手法以外に、たとえば、上昇を行う手法としては、羽ばたきのストローク（振幅）を大きくする手法、すなわち伝達軸 3 3 の面内方向運動の振幅を大きくする手法が挙げられる。

しかしながら、単にアクチュエータ 2 の回動の振幅を大きくすることにより伝達軸 3 3 の面内方向運動の振幅（図 4 7 の角度  $\alpha$  で示す移動距離）を大きくしたのでは、ラックギア 3 5 の幅を超えてピニオンギア 3 4 が移動してしまう問題がある。そこで、この問題を解決するためには、ピニオンギア 3 4 の移動（図 4 7 の角度  $\alpha$  で示す移動）に伴って適度にラックギア 3 5 を移動させる必要がある。

すなわち、アクチュエータ 2 の回動の振幅を大きくするとともに、ラックギア移動機構 3 6 の機能によって、伝達軸 3 3 の面内方向の運動の方向と同方向に、伝達軸 3 3 の面内方向運動の振幅の増加に相当する距離だけラックギア 3 5 を移動させる。たとえば、アクチュエータ 2 の回動角を  $\pm 45^\circ$  から  $\pm 55^\circ$  に変更した場合を考える。この場合、ラックギア移動機構 3 6 の機能によって、アクチュエータ 2 の回動中心軸まわりにラックギア 3 5 を  $\pm 10^\circ$  だけ移動させる。このとき、ラックギア 3 5 の移動の角度は、変更前のアクチュエータ 2 の回動の角度と変更後のアクチュエータ 2 の回動の角度との差に応じたものである。

#### (実施の形態 4)

次に、実施の形態 4 の浮上移動装置を図 5 8 ～図 8 0 に基づいて説明する。

以下の実施の形態 4 の浮上移動装置の説明では、前述の浮上移動装置 9 0 の羽 9 0 4 の特徴については言及しないが、実施の形態 3 の浮上移動装置と同様に、

実際には、本実施の形態の羽 3 1, 3 2 に、前述の羽 9 0 4 の特徴が組み合せられているものとする。

また、以下の実施の形態 4 の浮上移動装置においては、実施の形態 3 の浮上移動装置の羽ばたき動作とは異なる羽ばたき動作を例に挙げて説明するが、実施の形態 4 の浮上移動装置は、3 自由度アクチュエータが設けられているため、実施の形態 1 および 3 の浮上移動装置と同様の羽ばたき動作を行うことが可能である。すなわち、本実施の形態の浮上移動装置は、羽軸を前後方向に往復運動（回動）させるとともに、羽軸が延びる方向の回転中心軸まわりに羽軸を回動させることができる。それにより、本実施の形態の浮上移動装置によれば、実施の形態 1 および 3 の浮上移動装置と同様に、回転揚力を得ることができ、後流捕獲を行うことができ、かつ失速遅れ現象を効率的に利用することができる。

#### （主要な構成）

次に、実施の形態 4 の浮上移動装置の主要な構成について説明する。図 5 8 に示すように、支持構造 1 の上部に、右アクチュエータ 2 1 と左アクチュエータ 2 2 とが固定されている。右アクチュエータ 2 1 には右羽 3 1 が取付けられ、左アクチュエータ 2 2 には左羽 3 2 が取付けられている。

各アクチュエータ 2 1、2 2 は、それぞれに取付けられた羽 3 1、3 2 をアクチュエータの支点を略中心として 3 自由度をもって回転させることができる。各アクチュエータ 2 1、2 2 の回転は、支持構造 1 に搭載された制御回路 4 によって制御される。

支持構造 1 は、機械的強度を確保したうえで十分軽量であることが望ましい。この浮上移動装置の支持構造 1 では、略球殻状に成形したポリエチレンテレフタレート（PET）が用いられている。

また、支持構造 1 には、加速度センサ 5 1 および角加速度センサ 5 2 が搭載されている。これらのセンサ 5 1、5 2 の検出結果は制御装置 4 に送られる。制御装置 4 では、加速度センサ 5 1 および角加速度センサ 5 2 から送られてくる情報によって浮上移動装置の浮上の状態を検知する。そして、制御装置 4 では、その時刻における飛行目的位置および姿勢により左右アクチュエータ 2 1、2 2 の駆動態様が決定される。



左右アクチュエータ 21、22、制御装置 4、加速度センサ 51、および角加速度センサ 52は、電源 6に供給される電流によって駆動される。なお、浮上移動装置の重心は、羽が流体より受ける力のアクチュエータに対する作用点よりも下に位置している。

(アクチュエータ)

アクチュエータ 21、22としては、起動トルクが大きいこと、往復運動を確実に実現できること、および構造が簡単なことなどの理由から圧電素子（ピエゾ）を用いたものが望ましい。このようなアクチュエータは、超音波モータと呼ばれ、圧電素子によって発生した進行波によって駆動する。

図 59および図 60は、市販の超音波モータ 23を示す。図 59および図 60に示すように、アルミニウムの円盤 231の下面には圧電素子 230が貼り付けられている。また、円盤 231の上面には複数の突起 232～237が配設されている。各突起 232～237は円盤 231の中心を重心とする正六角形の頂点の位置にそれぞれ配置されている。

圧電素子 230の下面には、円周方向に 1/2 分割された電極 238が配設されている。各電極 238同士は 1つおきに電氣的に短絡されている。各電極 238は円盤 231を基準に電圧が印加される。これにより、図 61に示すように、圧電素子 230にはハッチングのある部分とハッチングのない部分との 2相の異なる電圧が印加されることになる。

各電極 238に印加する電圧を時間的に変化させることで、円盤 231上には進行波が発生して、突起 232～237の先端部分が楕円運動を行う。これにより、円形のロータ 239をその円の中心まわりに回転させることができる。超音波モータのステータ 210は円盤 231、突起 232～237、および電極 238からなる。

この超音波モータ 23は、トルクが  $1.0 \text{ g f} \cdot \text{cm}$ 、無負荷回転速度が  $800 \text{ rpm}$ 、最大消費電流が  $20 \text{ mA}$ である。円盤 231の直径は  $8 \text{ mm}$ である。突起 232～237が配置されている間隔は  $2 \text{ mm}$ である。円盤 231の厚さは  $0.4 \text{ mm}$ である。突起 232～237の高さは約  $0.4 \text{ mm}$ である。圧電素子 230の駆動周波数は  $341 \text{ kHz}$ である。

この浮上移動装置では、この超音波モータを用いてアクチュエータを構成する。図6 2および図6 3に示すように、たとえば右アクチュエータ2 1では、そのようなステータ2 1 0とベアリング2 1 1とによって球殻状のロータ2 1 9が挟み込まれて保持されている。なお、ロータ2 1 9と接触するステータ2 1 0の表面にはロータ2 1 9の表面に適合するような加工が施されている。

ロータ2 1 9は外径3. 1 mm、かつ内径2. 9 mmの球殻である。ロータ2 1 9の表面に右羽主軸3 1 1が取付けられている。ステータ2 1 0の突起が設けられた面に向かって時計回りにロータ2 1 9が回転すると、右羽主軸3 1 1は図6 3に示す $\theta$ の方向に移動する。なお、ステータ2 1 0の突起が設けられた面に向かって、時計回りの回転を正回転とし、反時計回りの回転を逆回転とする。

また、図6 2および図6 3に示すように、このロータ2 1 9を3自由度で駆動させるために、上部補助ステータ2 1 2、下部補助ステータ2 1 3、およびベアリング2 1 4、2 1 5が、ロータ2 1 9の周囲に設けられている。上部補助ステータ2 1 2および下部補助ステータ2 1 3のそれぞれの大きさは、ステータ2 1 0の大きさの約0. 7倍である。

各ステータ2 1 0、2 1 2、および2 1 3は、ロータ2 1 9を挟んでそれぞれ直交するようには配設されていないが、各ステータ2 1 0、2 1 2、および2 1 3それぞれは、回転運動を独立してロータ2 1 9に与えることができる。これにより、ステータ2 1 0、2 1 2、および2 1 3それぞれの回転運動を組み合わせることによって、ロータ2 1 9は、3自由度の回転が可能となる。

たとえば、上部補助ステータ2 1 2によってロータ2 1 9に対して負方向の回転力が与えられ、かつ、下部補助ステータ2 1 3によってロータ2 1 9に対して負方向の回転力が与えられれば、ロータ2 1 9は $\beta$ 方向に回転する。また、上部補助ステータ2 1 2によってロータ2 1 9に対して逆方向の回転が与えられ、かつ、下部補助ステータ2 1 3によってロータ2 1 9に対して正方向に回転力が与えられれば、ロータ2 1 9は $\alpha$ 方向に回転する。

実際には、回転中心軸の異なる2つの回転運動をロータ2 1 9に行わせれば、ロータとステータとの摩擦力に起因して超音波モータの効率を低下させることになる。そのため、上部補助ステータ2 1 2と下部補助ステータ2 1 3とが、ごく

短時間の周期で時間分割して交互に動作する構成が採用される。この構成によれば、動作していないステータの突起をロータ 2 1 9 に接触させないことが可能になる。そのため、ロータとステータとの摩擦力に起因した超音波モータの効率の低下が防止される。

動作していないステータの電極すべてに、圧電素子を収縮させるような電圧を印加することによって、付加的な要素を設けることなく、超音波モータの効率の低下を防止することができる。

また、圧電素子の駆動周波数は 3 0 0 k H z 以上である。一方、浮上移動装置の羽ばたき周波数はせいぜい 1 0 0 k H z である。したがって、圧電素子の駆動周波数は、浮上移動装置の羽ばたき周波数に比べて十分に大きいため、2 つのアクチュエータを時間分割して交互に動作させても、実質上滑らかな動きを右羽主軸 3 1 1 に与えることができる。

上述した 3 自由度のアクチュエータのステータは実現されている。また、アクチュエータに用いられるベアリング類も、たとえばディスクドライブなどの小型の情報機器の分野、または宇宙機器の分野において、前述の浮上移動装置に適用できるものが実用化されている。

また、ステータの発生する進行波の振幅がサブミクロンオーダーであるので、ロータはこのオーダーの真球度であることが要求される。民生用の光学製品に用いられている放物面鏡の加工精度は、光の波長の 8 分の 1 程度、すなわち可視領域において用いられている光学製品の加工精度は 7 0 n m 以下である。また、光学干渉計に用いられる光学部品の加工精度は、光の波長の 1 0 0 分の 1 程度、すなわち、数 n m のオーダーである。したがって、前述のようなサブミクロンオーダーの真球度を有するロータを既存の加工方法により形成することが可能である。

前述のようなものを用いることにより、市販の超音波モータと同等の特性を有するとともに、3 自由度の運動（回転）を与えることのできるアクチュエータを実現することは可能である。

なお、図 5 9 ～図 6 3 を用いて説明したものは、3 自由度の運動を羽に与えるアクチュエータの一例である。したがって、浮上移動装置の各構成要素の配置、サイズ、材質、および駆動方法などは、羽ばたき飛行に要求される物理的機能

(たとえばトルク等)を実現することができるならば、アクチュエータは図59～図63を用いて説明したものに限定されるものではない。

(羽および羽ばたき動作)

前述したように、本実施の形態の浮上移動装置の羽および羽ばたき動作は、実施の形態1の浮上移動装置の羽および羽ばたき動作とは異なる。ここでは、前述の3自由度アクチュエータを用いて実現される羽ばたき動作を説明するための一例として、次に示す羽およびその動作を示す。したがって、本発明の特徴を考慮する場合には、実施の形態1の羽と本実施の形態の羽とを適宜置き換え、かつ、実施の形態3の羽ばたき動作と本実施の形態の羽ばたき動作とを適宜置き換える必要がある。

次に、羽および羽ばたき動作について説明する。説明の簡便のため、図58に示すように、浮上移動装置に固定された座標系( $x$ 、 $y$ 、 $z$ )を定義する。このとき、略球状の支持構造1の略中心(球心)を原点とする。また、重力加速度の方向を下方向と定義し、重力加速度と逆方向を上方向と定義する。原点から上方に向かって延びる軸を $z$ 軸と定義する。

次に、右アクチュエータ21の形状の中心と左アクチュエータ22の形状の中心とを結ぶ軸を左右軸と定義する。また、原点から左羽に向かって延びる軸を $y$ 軸と定義する。また、原点から $y$ 軸と $z$ 軸の右手系における外積方向に延びる軸を $x$ 軸と定義する。 $x$ 軸の正の方向を前方と定義するとともに、 $x$ 軸の負の方向を後方と定義する。

また、図58には、右羽31の右アクチュエータ21に対する力学的作用点A1と、左羽32の左アクチュエータ22に対する力学的作用点A2との中点A0から、重力加速度方向に下ろした線上に重心Oが位置する浮上移動装置が示されている。

前述の浮上移動装置の場合、左アクチュエータ22のロータ229は略球状であり、主軸321の延長線上にこのロータ220の球心が位置するように左羽32が配置されている。左アクチュエータ22に対する力学的作用点A2および主軸321の回転運動の支点はこの球心に一致している。このことは、右アクチュエータ21についても同様である。

以後、上述した  $x$  軸、 $y$  軸、および  $z$  軸は支持構造 1 に対して固定された浮上移動装置における固有の座標系であるとする。

一方、浮上移動装置に固定された座標系とは異なる座標系であって、空間に固定され任意の点を原点とする空間座標系において、 $x'$  軸、 $y'$  軸および  $z'$  軸を、図 5 8 に示すように定義する。これにより、浮上移動装置が移動する空間の座標は  $x'$  軸、 $y'$  軸および  $z'$  軸のそれぞれの座標を用いて表わされ、浮上移動装置における固有の座標は  $x$  軸、 $y$  軸および  $z$  軸のそれぞれの座標を用いて表わされる。

次に、羽の構造について説明する。図 6 4 に示すように、たとえば左羽 3 2 は主軸 3 2 1 および枝 3 2 2 を有する支持部材に膜 3 2 3 が張られた構造である。主軸 3 2 1 は左羽 3 2 のほぼ中央から前方よりの位置に配置されている。また、枝 3 2 2 は先端部に近づくほど細くなっている。

左羽 3 2 の断面形状は、上側に凸状である。したがって、左羽 3 2 は、特に打ち下ろしの際に流体から受ける力に対して高い剛性が得られる。軽量化のため、主軸 3 2 1 および枝 3 2 2 それぞれの構造は、中空構造であり、主軸 3 2 1 および枝 3 2 2 それぞれはカーボングラファイトから形成されている。膜 3 2 3 はその面内において収縮する方向に自発的な張力を有している。この張力は、羽全体の剛性を高める働きを有している。

本発明者らが実験に用いた羽の主軸 3 2 1 の直径は、支持構造 1 に支持された付根の部分では  $100\ \mu\text{m}$ 、先端部では  $50\ \mu\text{m}$  である。つまり、主軸 3 2 1 は付根から先端部へ向かって細くなったテーパ形状となっている。また、膜 3 2 3 は、ポリイミドである。膜 3 2 3 のサイズは、前後方向約  $1\ \text{cm}$  × 左右方向約  $4\ \text{cm}$  であり、膜 3 2 3 の厚さは約  $2\ \mu\text{m}$  である。

なお、図 6 4 に示された左羽 3 2 では、説明のために主軸 3 2 1 はその太さが拡大されている。図示されない右羽 3 1 は  $xz$  平面を挟んで左羽 3 2 と鏡面对称になるように支持構造 1 に取付けられている。

次に、羽の羽ばたき動作について左羽 3 2 を例に挙げて説明する。左アクチュエータ 2 2 は、左羽 3 2 に 3 自由度の運動をさせることが可能である。このとき、左羽 3 2 の駆動状態（羽ばたき状態）は左羽 3 2 の姿勢で表わされる。以後説明

の簡便のため、図 5 8 に示された状態に基づき左羽 3 2 の姿勢を次のように定義する。

まず、図 6 5 に示すように、主軸の回転運動の支点（力学的作用点 A 2）と x 軸および y 軸にそれぞれ平行な軸（// x、// y）を含む x y 平面に平行な平面とを基準として、点 A 2 と左羽 3 2 の主軸 3 2 1 の付根とを結ぶ線分がその平面となす角度を羽ばたきのストローク角  $\theta$  とする。また、主軸の回転運動の支点（力学的作用点 A 2）と y 軸および z 軸にそれぞれ平行な軸（// y、// z）を含む y z 平面に平行な平面とを基準として、点 A 2 と左羽 3 2 の主軸 3 2 1 の付根とを結ぶ線分がその平面となす角度を偏角  $\alpha$  とする。

このとき、ストローク角  $\theta$  は、x y 平面に平行な平面より、上方では正とし、下方では負とする。また、偏角  $\alpha$  は、y z 平面に平行な平面より、前方では正とし、後方では負とする。

図 6 6 に示すように、左羽 3 2 の主軸 3 2 1 の付根における膜 3 2 3 の接平面 p 1 が、点 A 2 を通り x 軸と平行な軸（// x）と主軸 3 2 1 を含む平面 p 0 となす角度を捻り角  $\beta$  とする。このとき、捻り角  $\beta$  は主軸 3 2 1 の付根から先端に向かってみたときに時計回りを正とする。

#### （浮上方法）

次に、浮上移動装置の浮上方法について説明する。説明の簡便のため、浮上移動装置にかかる外力は、羽が流体から受ける力すなわち流体力、および、浮上移動装置に作用する重力（浮上移動装置の質量と重力加速度との積）のみであるとする。この浮上移動装置においても、恒常的に浮上するには 1 回の羽ばたき動作の時間平均で、次の関係、

（羽に作用する鉛直上方向の流体力） > （本浮上移動装置に作用する重力）  
を満たすことが必要とされる。

ここでは、昆虫の羽ばたきが単純化された羽ばたき方を用いて、打ち下ろし時の流体力を、打ち上げ時の流体力より大きくする方法について説明する。説明の簡便のため、流体の挙動もしくはそれが羽に及ぼす力については、その主要成分を挙げて説明する。また、この羽ばたき方により得られる浮上力および本浮上移動装置に作用する重力の大小関係については後述する。

羽には、羽が運動する方向と逆方向の流体力が作用するので、羽の打ち下ろし時には羽に上向きの流体力が作用し、打ち上げ時には羽に下向きの流体力が作用する。したがって、羽ばたき動作は、打ち下ろし時に流体力が大きく、打ち上げ時に流体力が小さくなるように制御される。それにより、1回の羽ばたき動作（打ち下ろし動作および打ち上げ動作）の時間平均で、上方向の流体力が得られる。

そのためには、まず、打ち下ろし時には羽が移動する空間の体積が最大になるように打ち下ろせば、羽にはほぼ最大の流体力が作用する。これは、羽の接平面と略垂直に羽を打ち下ろすことによって実現される。一方、打ち上げ時には羽が移動する空間の体積が最小になるように打ち上げれば、羽に及ぼされる流体力はほぼ最小となる。これは、羽の断面の曲線にほぼ沿って羽の打ち上げ動作を行うことによって実現される。

このような羽の動作について羽の主軸 3 2 1 に垂直な断面図を用いて説明する。まず、図 6 7 は羽が移動する空間の体積が最大になるように打ち下ろした場合の羽の動作を示し、図 6 8 は羽が移動する空間の体積が最小になるように打ち上げた場合の羽の動作を示す。

図 6 7 および図 6 8 では、移動前の羽の位置が破線で示され、移動後の羽の位置が実線で示されている。また、羽の移動方向が一点鎖線の矢印によって示されている。さらに、羽に作用する流体力の方向が実線の矢印によって示されている。図 6 7 および図 6 8 に示すように、流体力は羽の移動方向とは逆向きに羽に作用する。

このように、打ち上げ時に羽が移動する空間の体積が打ち下ろし時に羽が移動する空間の体積よりも小さくなるように、羽の姿勢を羽の移動方向に対して変化させる。それにより、1回の羽ばたき動作の時間平均において、羽に作用する上方向の流体力を浮上移動装置に作用する重力よりも大きくすることができる。

この浮上移動装置では、羽の捻り角  $\beta$  を時間的に変化させることによって上述した羽の運動が実現される。

具体的には、次のステップ S 1 ～ S 4 が繰返される。まず、ステップ S 1 では、図 6 9 に示すように羽の打ち下ろし（ストローク角  $\theta = +\theta_0 \rightarrow -\theta_0$ ）が行われ

る。ステップS 2では、図7 0に示すように羽の回転1（羽の捻り角 $\beta = \beta_0 \rightarrow \beta_1$ ）動作が行われる。ステップS 3では、図7 1に示すように羽の打ち上げ（ストローク角 $\theta = -\theta_0 \rightarrow +\theta_0$ 、捻り角 $\beta = \beta_1 \rightarrow \beta_2$ （流体力を最小限にとどめるための羽の断面の曲線に沿った運動））が行われる。ステップS 4では、図7 2に示すように羽の回転2（羽の捻り角 $\beta = \beta_2 \rightarrow \beta_0$ ）動作が行われる。

ステップS 1およびステップS 3における羽に作用する流体力を時間平均すると、上向きの流体力が浮上移動装置に作用する重力よりも大きくなる。ステップS 2およびステップS 4においても羽に作用する流体力の時間平均が上向きの流体力であることが望ましい。

この浮上移動装置では、図6 9～図7 2に示すように、羽の前縁近傍に羽の回転中心（主軸3 2 1部分）が位置している。つまり、主軸3 2 1から羽の後縁までの長さが主軸3 2 1から羽の前縁までの長さよりも長くなっている。このため、図7 0および図7 2に示すように、羽の回転動作においては羽の回転方向に沿って生じる流体の流れに加えて、主軸3 2 1から羽の後縁に向かう方向に沿って流体の流れが生じることになる。

そのため、羽にはこのような流体の流れの反作用としてそれぞれの流れの向きとは逆向きの力が作用する。その結果、図7 0に示すステップS 2では実質的に上向きの流体力が羽に与えられ、図7 2に示すステップS 4では主に下向きの流体力が羽に与えられる。

図7 1に示すステップS 3では、羽の断面の曲線に沿うように捻り角 $\beta$ を $\beta_1$ から $\beta_2$ に変化させながら打ち上げ動作が行われる。また、図7 0に示すステップS 2における羽の回転角は図7 2に示すステップS 4における羽の回転角よりも大きい。これにより、ステップS 2およびステップS 4においても羽に上向きに作用する流体力が下向きに作用する流体力よりも大きくなって、時間平均すると上向きの流体力が羽に作用することになる。

なお、図6 9～図7 2では、それぞれのステップS 1～S 4における羽の移動前の姿勢が破線で示され、移動後の姿勢が実線で示されている。各ステップS 1～S 4における羽の移動方向が一点鎖線の矢印によって示されている。また、各ステップS 1～S 4において主に発生する流体の流れが実線の矢印によって示さ



れている。

次に、ストローク角  $\theta$  および捻り角  $\beta$  の値と時間との関係が表わされたグラフを図 7 3 に示す。ただし、図 7 3 ではストローク角  $\theta$  および捻り角  $\beta$  同士の間縦軸の比率は互いに異なっている。

本発明者らの行なった実験においては、たとえば、 $\theta_0$  は  $60^\circ$  であり、 $\beta_0$  は  $0^\circ$  であり、 $\beta_1$  は  $-120^\circ$  であり、 $\beta_2$  は  $-70^\circ$  である。

上述した説明では、説明の簡便のためステップ S 1 ～ S 4 は独立した動作として記載したが、たとえばステップ S 1 において羽を打ち下ろしながら羽の捻り角を大きくしていくような動作を浮上移動装置に行わせることも可能である。

ここでは、左羽に適用される理論を説明したが、右羽についても同一の理論が適用される。ただし、右羽については、左羽と  $xz$  平面に対して鏡面对称となるように、左手系に基づくストローク角  $\theta$ 、偏角  $\alpha$ 、および捻り角  $\beta$  を定義する必要がある。以下、羽に作用する上向きの流体力を浮上力と定義するとともに、羽に作用する前向きの流体力を推進力と定義する。

#### (制御方法)

次に、浮上移動装置に任意の運動を行なわせる制御方法について説明する。ここでは、左羽については右手系に基づくストローク角  $\theta$ 、偏角  $\alpha$ 、および捻り角  $\beta$  を用いるとともに、右羽については左手系に基づくストローク角  $\theta$ 、偏角  $\alpha$ 、および捻り角  $\beta$  を用いて、羽の姿勢を示す。なお、左手系と右手系とは  $xz$  平面に対して鏡面对称である。

#### (制御フロー)

羽ばたきによる浮上移動は羽にかかる流体力によって行なわれる。そのため、羽の運動により直接制御されるのは、本浮上移動装置に与えられる加速度および角加速度である。

まず、 $S$  を目標とする浮上状態と現在の浮上状態との差異、 $T(S)$  を浮上状態から浮上移動装置の加速度および角加速度への変換を表わす関数、 $s$  を加速度および角加速度、 $F_\alpha(s)$  を加速度センサ 5 1 の応答および角加速度センサ 5 3 の応答を含めた制御アルゴリズムを表わす関数、 $s_\alpha$  をアクチュエータ制御量、 $G_w(s_\alpha)$  をアクチュエータと羽の応答を表わす関数、 $s_w$  を羽の運動、 $G_{fs}$

( $s_w$ ) を羽の運動により本浮上移動装置に及ぼされる加速度または角加速度  $s$ 。を表わす関数、 $S_e$  をこの一連のプロセスにより行なわれる浮上状態の変更の態様と定義する。このとき、入力  $S$  から出力  $S_e$  が得られるプロセスは図 7 8 に示すようなものとなる。

また、実際には、羽および流体の慣性力により、現在までの羽の運動の時刻歴に依存する影響  $R_w$  が  $G_w$  に加わるとともに、流体の運動の時刻歴に依存する影響  $R_{fs}$  が  $G_{fs}$  に加わることになる。

#### (動作分割)

$F_\alpha$  以外のすべての関数を正確に求めることにより、 $S = S_e$  となる制御アルゴリズム  $F_\alpha$  を算出する手法もあり得る。しかしながら、この手法では、本浮上移動装置の周囲の流体の流れと羽の運動の時刻歴とが必要であるため、膨大なデータ量および演算速度が必要となる。また、流体と構造との連成した挙動は、複雑であり、多くの場合カオティックな応答になってしまうため、前述の手法は実用的でない。

したがって、予め基本的な動作パターンを複数用意しておき、この動作パターンの組み合わせにより、所望の羽ばたき飛行を実現する手法が簡便であるため望ましい。

物体の運動には、 $x$  方向、 $y$  方向、および  $z$  方向の 3 自由度の並進自由度と、 $\theta_x$  方向、 $\theta_y$  方向、および  $\theta_z$  方向の 3 自由度の回転自由度との和の 6 自由度が存在する。すなわち、物体の運動には、前後方向、左右方向、および上下方向それぞれに沿った並進運動、ならびに、前後方向、左右方向、および上下方向それぞれを中心軸とする回転運動が存在する。

このうち、左右方向の並進運動は、 $\theta_z$  方向の回転運動と前後方向の並進運動との組み合わせと考えることができる。ここでは、前後方向、すなわち  $x$  軸方向の並進運動、上下方向、すなわち  $z$  軸方向の並進運動、および  $x$  軸、 $y$  軸、 $z$  軸それぞれを中心軸とする回転運動について説明する。

#### (動作)

##### (1) 上下方向 ( $z$ 軸方向) の動作

羽が流体から受ける力は羽の移動速度に依存するため、羽に及ぼされる上向き

の流体力を大きく（小さく）するには、

A：ストローク角  $\theta$  の振幅を大きく（小さく）する

B：羽ばたき周波数を大きく（小さく）する

などの方法がある。AまたはBなどの手法により本浮上移動装置は上昇（下降）することができる。ただし、流体力には負の値も含まれる。

なお、AまたはBの手法によれば、羽が流体から受ける流体力そのものが大きくなる。そのため、羽が流体力を上下方向以外から受けることによって、羽の力学的支点には、上昇するための力とともに、上昇するための力以外の力がかかる。たとえば、前方にほぼ等速直線運動を行なっている際に、羽ばたき周波数を大きくすると、本浮上移動装置は、前方への速度増加に伴って上昇する。このように、浮上移動装置は、現時点での羽ばたき方次第で副次的な運動を行う。

したがって、以後においては、停空状態から他の羽ばたき状態へ羽ばたき方を変更する制御の手法について説明する。

また、羽の捻り角  $\beta$  を変えて、羽が移動する空間の体積を打ち上げ時または打ち下ろし時に変化させることによって浮上力は変化する。たとえば、打ち上げ時に羽が移動する空間の体積がより大きく、もしくは、打ち下ろし時における羽が移動する空間の体積がより小さくなるような捻り角  $\beta$  を与えることで、羽に作用する上向きの流体力の時間平均は小さくなる。

実際には、羽は剛体ではなく変形を伴うため、同一の捻り角  $\beta$  によっても羽が移動する空間の体積は変化する。捻り角  $\beta$  が羽の移動する方向に垂直であれば、羽が移動する空間の体積は最も大きくなる。また、捻り角  $\beta$  が羽が移動する方向に平行であれば、羽が移動する空間の体積は最も小さくなる。

なお、この場合、副次的に、羽ばたき方向と垂直な方向にも流体力が作用するため、この流体力が制御上支障を生じるレベルである場合は、その流体力を打ち消すように羽の動作を変更する必要がある。その動作は、最も単純には偏角  $\alpha$  の変更により実現される。

また、前記のステップS2もしくはステップS4において羽の回転角速度を変化させることによってz軸方向の動作を行なうことは可能である。たとえば、ステップS2において羽の回転角速度（ $-d\beta/dt$ ）を大きくすると、この回

転によって生じる流体の下方方向への流速が大きくなる。そのため、この手法によっても羽に作用する上向きの流体力が大きくなる。

なお、この場合、本浮上移動装置に及ぼされる、羽の主軸を回転軸とするトルクが副次的に変化する。よって、この変化が制御上支障ない範囲に収まる範囲内でこの回転角速度の変化を行なうことが望ましい。

また、前述の場合、本浮上移動装置に及ぼされる、前後方向への力も副次的に変化する。よって、この変化が制御上支障をきたす場合は、後述する前後方向への力の制御を回転角速度の変化のための制御とともに行なうことが望ましい。

## (2) 前後方向（x 軸方向）の動作

前述した羽ばたき方法では、主にステップ S 2 とステップ S 4 にて、x 方向の前向きの流体力が羽に作用する。したがって、この羽ばたき方によれば浮上移動装置は前進するとともに浮上する。

また、打ち下ろしの際に偏角  $\alpha$  を増加し羽を前方に移動させることで、羽には後向きの流体力が作用することになる。したがって、打ち下ろしの際の、すなわち、ステップ S 1 において偏角  $\alpha$  を制御することにより、ステップ S 1 において羽に後ろ向きに作用する流体力を、ステップ S 2 およびステップ S 4 において前向きに作用する流体力よりも、大きくすれば、浮上移動装置は後退し、小さくすれば、浮上移動装置は前進する。また、この 2 力がほぼ釣り合えば前後方向においては浮上移動装置は静止する。

特に、浮上移動装置が前後方向において静止しており、左右の羽がほぼ対称な運動を行ない、かつ、重力と本浮上移動装置に作用する浮上力とが釣り合っているならば、ホバリング状態が実現される。

なお、偏角  $\alpha$  の変更に伴い副次的に、羽に及ぼされる流体力の鉛直方向成分が変化する。そのため、前述の流体力が浮上移動装置の制御に支障が生じるレベルにある場合には、前述の流体力を打ち消すように羽の動作を変更する必要がある。これは、主に、前述の (1) の上下方向の動作によって行なうのが簡便である。

さらに、前述したステップ S 2 とステップ S 4 において、羽の回転動作の角速度を、大きくすると前向きの流体力が増加し、小さくすると前向きの流体力が減少する。これによっても、浮上移動装置の前後方向の動作を変化させることがで

きる。

また、(1)に述べた羽の捻り角 $\beta$ の変更に伴う副次的な流体力のうち、 $x$ 軸方向成分を利用する手法によっても、浮上移動装置の前後方向の動作を変化させることが可能である。つまり、打ち下ろし時に、 $\beta > 0$ なら前方向への、 $\beta < 0$ なら後方向への力が羽に働く。

なお、打ち上げ時の $\beta$ 、 $\alpha$ 、 $\theta$ の関係はある程度拘束されているが、以上の流体力の制御はステップS3において行われてもよい。

### (3) $z$ 軸を回転軸とする回転動作

(2)において述べた前後方向への制御を、左羽と右羽について個別に行ない、右羽の前後方向の動作と左羽の前後方法の動作とを異ならせることによって浮上移動装置にトルクを与えることができる。

すなわち、右羽の前向きの流体力を左羽の前向きの流体力に対して、大きくすれば、本浮上移動装置は $x$ 軸正の向きに向かって左方向を向き、小さくすれば、本浮上移動装置は右方向を向く。

### (4) $x$ 軸を回転軸とする回転動作

(3)の場合と同様に、右羽の上向きの流体力を左羽の上向きの流体力に対して、大きくすれば、浮上移動装置の右側が左側に比較して上昇し、小さくすれば、浮上移動装置の左側が右側に比較して上昇する。これによって、 $x$ 軸を回転軸とする回転動作を浮上移動装置に行なわせることができる。

### (5) $y$ 軸を回転軸とする回転動作

(2)に述べた、羽の捻り角 $\beta$ の角速度変更によって、本浮上移動装置に加えられる $y$ 軸回りのトルクを変化させることができる。これにより、 $y$ 軸を回転軸とする回転動作を行なうことができる。たとえば、ステップS1における捻り角 $\beta$ の回転角速度を、大きくすると、浮上移動装置は機首を下げ、逆に小さくすると、浮上移動装置は機首を上げる。

### (6) ホバリング (停空飛翔)

浮上移動装置を停空させる際のストローク角 $\theta$ 、偏角 $\alpha$ 、および捻り角 $\beta$ の値と時間との関係を表わしたグラフを図74に示す。ただし、図74では、ストローク角 $\theta$ 、偏角 $\alpha$ 、および捻り角 $\beta$ それぞれの角度の縦軸の比率は互いに異なっ

ている。

本発明者らが行なった実験においては、たとえば、 $\theta_0$ は $60^\circ$  であ、 $\beta_0$ は $-10^\circ$  であり、 $\alpha_1$ は $30^\circ$  であり、 $\beta_1$ は $-100^\circ$  であり、 $\beta_2$ は $-60^\circ$  である。

各ステップにおける左羽の運動とそれにより左羽の力学的支点A 2に生じる加速度および角加速度を図7 9に示す。ただし、図7 9では、前述の(3) および(4) において説明したx 軸およびz 軸それぞれを回転軸とする回転動作については略してある。これらの回転動作は、前述のとおり、左右の羽の運動が非対称であることに起因して生じる。

#### (制御方法決定手法)

現在の浮上状態は、図7 5および図7 6に示すように、浮上移動装置に搭載された加速度センサ5 1および角加速度センサ5 2が取得した値を適宜変更した値を用いて求められる。たとえば、速度は、加速度を時間で積分した値に速度の初期値を与えることで求められる。また、位置は、速度を時間で積分した値に位置の初期値を与えることで求められる。

図7 5に示すように、制御装置4は、加速度センサ5 1、および角加速度センサ5 2から得られる現在の浮上状態と目的とする浮上状態とから、本浮上移動装置の羽ばたき動作の態様を決定する。この制御は、三次元で行なわれること以外は従来から行なわれている制御手法である。

浮上移動装置の羽ばたき動作は、制御装置4にて、アクチュエータの駆動態様に変換される。この変換には、テーブルを参照するかまたはテーブルをデータの補完に用いれば、データの処理が高速である。たとえば、図8 0に示すように、基本となる浮上移動装置の動作のデータとその動作を実現するアクチュエータの駆動態様との組合せのデータとを予め記憶装置に記憶させておくことが望ましい。

なお、図8 0の左端列は目標とする動作である。また、図8 0において、羽ばたきの欄のAおよびBが記載されているが、Aは前進時の羽ばたき方を示し、Bは停空時の羽ばたき方を示している。より具体的には、図8 0は、図7 3および図7 4それぞれに示される $\alpha$ 、 $\beta$ 、および $\theta$ の時刻歴を時間的に離散化したものである。制御装置4は、本浮上移動装置の目標とする動作が、図8 0の動作のう

ちいずれの動作であるかを算出する。

本実施の形態では、説明の簡便ため、一旦本浮上移動装置の目標とする動作を算出し、この目標とする動作をアクチュエータの駆動態様に変換するという手法が用いられたが、浮上状態から直接アクチュエータの駆動態様を選択する手法が用いられてもよい。

たとえば、浮上移動装置の定位制御を行なう場合、現在位置と目標位置との差に応じて、上述したアクチュエータの駆動態様のいずれかもしくはそれを補完した駆動態様を直接算出する手法が用いられてもよい。

また、浮上移動装置の浮上状態を表わす物理量は、前述の位置、速度、および加速度などに限定されない。

また、アクチュエータの駆動態様を決定する手法は、前述の手法に限定されない。

上述した制御方法を用いることで、浮上移動装置はアクチュエータの駆動態様を適宜変更しながら目的位置へ到達することができる。

#### (浮上可能重量)

本発明者らが用いている浮上移動装置では、ステータ 210 は超音波モータ 23 と同等であるので、 $\theta$  方向の運動に対するトルクは  $1.0 \text{ gf} \cdot \text{cm}$  である。そこで、本発明者らは、シミュレーションにより、 $\theta$  方向の運動に対するトルクを用いて羽ばたいた場合の流体力を求めた。

シミュレーションでは、羽は長辺  $4 \text{ cm}$   $\times$  短辺  $1 \text{ cm}$  の矩形である、と仮定されている。なお、羽の長辺の長さとはアクチュエータから離れる方向の長さである。また、シミュレーションでは、羽の変形は無視されている。幅  $8 \text{ mm}$   $\times$  長さ  $33 \text{ mm}$  のトンボの羽の質量が約  $2 \text{ mg}$  であった。そのため、この値を参考にと、羽の質量は  $3 \text{ mg}$  と仮定される。

また、超音波モータは、突起の先端部分の微小な楕円運動によってロータを駆動するため、実際の駆動トルクの立ち上がり時の大きさまたは立下り時の大きさは、楕円運動の周期のオーダ、すなわち、 $100 \text{ kHz}$  のオーダである。しかしながら、計算の安定性の制約のため、駆動トルクは  $\pm 250 \text{ gf} \cdot \text{cm} / \text{sec}$  である、と仮定されている。

この羽の一方の短辺をこの短辺を回転軸とする回転自由度のみを残して固定し、この回転軸まわりに羽にトルクを与えて、この回転軸に作用する反力を算出した。その結果を、図 7 7 に示す。なお、このとき、偏角  $\alpha$  は  $0^\circ$  であり、捻り角  $\beta$  も  $0^\circ$  である。

図 7 7 に示すように、時刻 0 秒においては、羽は水平（ストローク角  $\theta = 0^\circ$ ）である。時刻 0 秒から時刻 0.004 秒までの間に、トルクの値を  $1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  までほぼ直線的に増加させる。時刻 0.004 秒から時刻 0.01 秒の間では、トルクの値を  $1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  に保つ。時刻 0.01 秒から時刻 0.018 秒までの間に、トルクの値を  $1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  から  $-1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  までほぼ直線的に変化させる。時刻 0.018 秒から時刻 0.03 秒の間では、トルクの値を  $-1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  に保つ。時刻 0.03 秒から時刻 0.038 秒までの間に、トルクの値を  $-1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  から  $1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  までほぼ直線的に変化させる。

このようなトルクを与えることによって得られる支点反力の、打ち下ろしの間の時間平均は約  $0.29 \text{ g f}$  であった。打ち下ろしの間とはトルクが負である時間であり、具体的には時刻 0.014 秒から時刻 0.034 秒までの間である。

このシミュレーションは 1 自由度の羽ばたき運動における結果であるため、打ち上げ時における流体力の作用の態様は不明である。ただし、打ち上げ時に作用する下向きの支点反力は小さく、支点反力が作用する時間は比較的短く、かつ、打ち下ろし以外にも羽の回転などを用いて浮上力が得られる。したがって、 $1 \text{ g f} \cdot \text{cm}$  のトルクを有するアクチュエータを用いて、 $0.29 \text{ g}$  程度の質量のものを浮上させることは可能である。

すなわち、浮上移動装置の全体の質量が  $0.58 \text{ g}$  以下であれば、浮上移動装置の浮上が実現され得る。以下、浮上移動装置の質量について検討する。

まず、ステータ 210 は、電極および圧電素子が薄いため、比重 2.7、厚さ  $0.4 \text{ mm}$ 、および半径  $4 \text{ mm}$  の円盤とほぼ同等である。これにより、ステータ 210 の質量は  $0.054 \text{ g}$  である。また、補助ステータ 212、213 の質量は、その直径がステータ 210 の直径の 0.7 倍であることから、 $0.019 \text{ g}$  である。

3 つのベアリングはいずれも、外径  $4.2 \text{ mm}$ 、内径  $3.8 \text{ mm}$ 、および厚さ



0. 4 mmのドーナツ状のボールベアリングである。ベアリングを構成する材質は、比重4. 8のチタンであり、約30%の空隙があるため、ベアリングの質量は約0. 013 gである。

また、ロータ219の材質は、アルミニウムである。ロータ219は、壁中央半径が3 mm、かつ厚さが0. 2 mmであることから、ロータ219の質量は約0. 061 gである。ステータの質量、ベアリングの質量、およびロータの質量等を合計すると、アクチュエータ21の質量は0. 192 gである。

また、羽の質量は前述したように0. 003 gである。浮上移動装置全体では、上記アクチュエータ21、22と羽31、32が左右にそれぞれ1つずつ設けられているので、浮上移動装置全体ではこれらの質量は0. 390 gとなる。

さらに、この浮上移動装置の支持構造1は、直径1 cm、比重0. 9、かつ厚さ0. 1 mmの球体であることから、支持構造1の質量は約0. 028 gとなる。

また、制御装置4、加速度センサ51、および角加速度センサ52それぞれは5 mm×5 mmの半導体ベアチップを用いて形成され、それらの質量はいずれも約0. 01 gである。したがって、制御装置4、加速度センサ51、および角加速度センサ52を合わせた質量は約0. 03 gとなる。また、浮上移動装置に搭載される電源6の質量は0. 13 gである。

以上より、浮上移動装置の質量の合計は0. 578 gとなる。1対の羽により浮上力は0. 58 gfであるので、この浮上移動装置は浮上することができる。

なお、電源6には以下に説明する重量パワー密度が要求される。まず、この浮上移動装置の左右アクチュエータ21、22における最大消費電力は合計40 mAである。電源電圧は3 Vである。電解質重量が0. 1 gであるので、電源6には0. 12 W/0. 1 g、すなわち1200 W/kgの重量パワー密度が要求される。

たとえば、市販品のリチウムイオンポリマー2次電池の重量パワー密度は約600 W/kgである。この値は携帯電話などの情報機器に用いられている重量10 g以上の製品についてのものである。

一般に、電解質重量に対する電極面積の比は電源のサイズに反比例する。この浮上移動装置に搭載される電源6は、上述した情報機器などに用いられている2

次電池の10倍上の電極面積比を有する。したがって、この電源6は、そのような2次電池の約10倍の重量パワー密度を有しているため、上述した重量パワー密度が実現される。電源6の電解質重量を約0.1gとすると、この浮上移動装置においては約7.5分の飛行が可能になる。また、燃料電池等には、リチウムイオンポリマー2次電池よりも高い重量パワー密度を達成できるものがある。たとえば、質量といった条件が飛行可能な範囲ならば、このような電池を利用することができる。

また、羽の羽ばたき動作により熱が発生することが懸念される。たとえば、アクチュエータを構成する材質がアルミニウムであり、アルミニウムの比熱が $0.215 \text{ cal} / (\text{g} \cdot ^\circ\text{C})$ であるとする、アクチュエータの質量は0.192gである。そのため、アクチュエータに供給されるエネルギーがすべて熱に変換（エネルギー変換効率0%）される場合、アクチュエータは $0.35^\circ\text{C}$ 温度が上昇し、また、供給されるエネルギーの70%が熱に変換される場合、アクチュエータは $0.24^\circ\text{C}$ 温度が上昇する。

実際には、浮上移動装置において発生した熱は、外部に放出されることになる。たとえば、厚さ約6mmの光ディスク面に6mW程度のレーザ光が連続照射される場合、光ディスク表面上の約 $1 \mu\text{m} \times 10 \mu\text{m}$ 程度の楕円領域では平均的に約 $100^\circ\text{C}$ 程度上昇する。このとき、表面から数十 $\mu\text{m}$ の深さの位置は、光ディスクが置かれている周囲の温度程度と同等の温度になっている。

このことから、60mW程度のエネルギーでは、ミリメートルオーダのアクチュエータを $1^\circ\text{C}$ 上昇させることすらありえないと考えられる。

（その他）

図58に示すように、本実施の形態では、支持構造1としてはポリエチレンテレフタレート（PET）を用いて略球殻状に成形されたものが例に挙げられて説明がなされた。しかしながら、支持構造1の材料および形状は図58に示すものに限定されるものではない。また、アクチュエータの配置および羽の形状についても、羽ばたき飛行の性能を損なわないならば、図58に示すものに限定されない。

特に、この浮上移動装置では安定性を重視して自然に図58に示す姿勢となる

ように、重心を羽の力学的作用点よりも下に位置させたが、重心と力学的作用点の位置とを一致させれば、姿勢制御に必要な左右の羽の流体力の差が最も小さくなるため、浮上移動装置の姿勢を容易に変更することができる。

また、浮上移動装置では、加速度センサおよび角加速度センサにより浮上移動装置の位置および姿勢を検出するセンサが搭載されている。しかしながら、浮上移動装置の位置および姿勢を計測することが可能な手段であるならば、浮上移動装置に搭載されるセンサは、上述したセンサに限定されない。

たとえば、互いに直交する3軸方向の加速度を測定することが可能な少なくとも2つの加速度センサを支持構造1の異なる位置にそれぞれ配置させて、その2つの加速度センサから得られる2つの加速度情報に基づいて浮上移動装置の姿勢を算出することも可能である。また、浮上移動装置が移動する空間内に磁場分布を設けておき、磁気センサによりこの磁場分布を検知することによって、浮上移動装置の位置および姿勢を算出する方法も可能である。

また、加速度センサ51および角加速度センサ52をはじめとするセンサ類は、制御装置4とは別部品として示されている。しかしながら、加速度センサ51および角加速度センサ52は、軽量化の観点から、マイクロマシニング技術により制御装置4と一体で同一のシリコン基板上に形成されていてもよい。

また、前述の浮上移動装置では、羽の駆動制御を、オープンループ制御により行っている。しかしながら、羽の付根に羽の角度を検出する角度センサを設け、この角度センサから得られる角度情報を用いて、クローズドループ制御により羽の駆動制御を行なうことも可能である。

さらに、浮上する空間における流体の流れが既知であり、予め定められた羽ばたき方法によって浮上することが可能であるならば、ここに挙げたセンサ類は必須ではない。

また、この浮上移動装置では、進行波を用いた超音波素子によって直接羽を駆動させたが、羽を駆動する構造およびアクチュエータの種類は、上述したものに限定されない。たとえば、特開平5-169567号公報に記載されているように、外骨格構造とリニアアクチュエータとを組合わせた浮上移動装置が用いられてもよい。

また、駆動エネルギーとして電力を用いたが、内燃機関を用いることも可能である。さらに、昆虫の筋肉に見られるような、生理的酸化還元反応を用いたアクチュエータも用いることが可能である。また、アクチュエータの駆動エネルギーを外部から取得する方法を浮上移動装置に適用することが可能である。たとえば、電力については熱電素子および電磁波などを用いる手法が考えられる。

この発明を詳細に説明し示してきたが、これは例示のためのみであって、限定ととはならず、発明の精神と範囲は添付の請求の範囲によってのみ限定されることが明らかに理解されるであろう。

WHAT IS CLAIMED IS:

1. 本体が停空飛翔可能かつ移動可能な程度において、周囲の流体から受ける力により弾性変形する羽部と、  
該羽部を駆動する駆動部と、  
該駆動部の駆動態様を制御する制御部とを備えた、浮上移動装置。
2. 前記羽部は、流体の上流側のねじり剛性または曲げ剛性が、流体の下流側のねじり剛性または曲げ剛性よりも高い、請求項1に記載の浮上移動装置。
3. 前記羽部は、前縁側のねじり剛性または曲げ剛性が、後縁側のねじり剛性または曲げ剛性よりも高い、請求項1に記載の浮上移動装置。
4. 前記羽部の流体の上流側には、翼幅方向に沿って稜線または谷線が延びる波板構造が設けられている、請求項1に記載の浮上移動装置。
5. 前記羽部の前縁側には、翼幅方向に沿って稜線または谷線が延びる波板構造が設けられている、請求項1に記載の浮上移動装置。
6. 前記羽部は、流体の上流側の膜厚が流体の下流側の膜厚に比較して大きい、または、流体の上流側の支持構造が流体の下流側の支持構造に比較して太い、請求項1に記載の浮上移動装置。
7. 前記羽部は、前縁側の膜厚が後縁側の膜厚に比較して大きい、または、前縁側の支持構造が後縁側の支持構造に比較して太い、請求項1に記載の浮上移動装置。
8. 前記羽部は、流体の速度が相対的に大きい部位の迎え角が流体の速度が相対的に小さい部位の迎え角に比較して小さい、請求項1に記載の浮上移動装置。
9. 前記羽部は、付根部側の迎え角に比較して先端部側の迎え角が小さい、請求項1に記載の浮上移動装置。
10. 前記羽部は、所定の回転中心点回りに回転が可能であり、前記回転中心点に相対的に近い側の部位の曲げ剛性が、前記回転中心点に相対的に遠い側の部位の曲げ剛性に比較して高い、請求項1に記載の浮上移動装置。
11. 前記羽部は、前記回転中心点に近い側の膜厚が前記回転中心点から遠い側の膜厚に比較して大きい、または、前記回転中心点に近い側の支持構造が

前記回転中心点から遠い側の支持構造に比較して太い、請求項 1 に記載の浮上移動装置。

12. 前記羽部は、所定の回転中心点回りに回転が可能であり、前記回転中心点に相対的に近い側の部位のねじり剛性が、前記回転中心点に相対的に遠い側の部位のねじり剛性に比較して高い、請求項 1 に記載の浮上移動装置。

13. 前記羽部は、翼幅方向に延びる回転軸が前縁と後縁との間のほぼ中央部に位置するように設けられている、請求項 1 に記載の浮上移動装置。

14. 前記羽部の切り返しの動作の際に、前記切り返し動作の直前の前記羽ばたき運動により発生した渦の上方に前記羽部の下面が接触するように、前記制御部が前記駆動部を制御する、請求項 1 に記載の浮上移動装置。

15. 前記羽部の前記切り返し動作の際に、前記切り返し動作により発生する渦の回転中心軸が延びる方向と前記羽部の曲率中心軸が延びる方向とが一致するような弾性変形をするように、前記制御部が前記駆動部を制御する、請求項 1 に記載の浮上移動装置。

16. 前記羽部は、前記駆動部により駆動されたときに、付根部分が周期運動するとともに、前記周期運動の位相が前記付根部分の周期運動の位相とは異なる部位を有するように弾性変形する、請求項 1 に記載の浮上移動装置。

17. 前記羽部は、相対的に大きな流体力が及ぼされる部位の位相が相対的に小さな流体力が及ぼされる部位の位相に比較して遅れるように弾性変形する、請求項 16 に記載の浮上移動装置。

18. 前記位相の遅れが、前記羽ばたき運動の 1 周期の  $1/2$  以下である、請求項 17 に記載の浮上移動装置。

19. 前記羽部は、先端部分の位相が付根部分の位相に比較して遅れるように弾性変形する、請求項 16 に記載の浮上移動装置。

20. 前記位相の遅れが、前記羽ばたき運動の 1 周期の  $1/2$  以下である、請求項 19 に記載の浮上移動装置。

21. 前記制御部が前記駆動部を制御する態様と、前記羽部の弾性変形の態様とは、流体・構造連成解析の結果、羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが最も優れた値になるように関連付けられている、請求項 1 に記載の浮上移動

装置。

22. 前記羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが、前記羽部の羽ばたき運動によって生じる浮上力である、請求項21に記載の浮上移動装置。

23. 前記羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが、前記羽部の羽ばたき運動によって生じる浮上力を、その浮上力を生じさせるときに前記羽部の駆動に必要なトルクで除算した値である、請求項21に記載の浮上移動装置。

24. 前記羽ばたき浮上移動に関する所定のパラメータが、前記羽部に前記羽ばたき運動を行わせるために必要な前記駆動部の最大周波数である、請求項21に記載の浮上移動装置。

25. 前記所定のパラメータが、前記羽部の羽ばたき運動によって生じる浮上力を、その浮上力を生じさせるために必要なエネルギーで除算した値である、請求項21に記載の浮上移動装置。

26. 前記羽部は、羽ばたき周波数を  $f$ 、代表長さを  $L$ 、剛性が最も高い部位からの距離を  $r$ 、剛性が最も高い部位から距離  $r$  の部位にかかる荷重を  $w$ 、剛性が最も高い部位から距離  $r$  の部位における荷重  $w$  によって生じる変位を  $d$  とすると、

$$0.36 \times 10^{-8} < r^3 \times w / d / (L \times f)^2 < 4.48 \times 10^{-8}$$

の関係が成立する、請求項1に記載の浮上移動装置。

27. 前記羽部のヤング率が  $1.77 \times 10^8 \sim 5.66 \times 10^9$  である、請求項1に記載の浮上移動装置。

28. 前記羽部のヤング率が  $2.5 \times 10^8 \sim 2.0 \times 10^9$  である、請求項1に記載の浮上移動装置。

29. 前記羽部のヤング率が  $1.77 \times 10^8 \sim 2.0 \times 10^9$  である、請求項1に記載の浮上移動装置。

30. 前記羽部の所定の部位の剛性は、前記羽部の先端部分から前記所定の部位までの距離の二乗に比例して、前記羽部の先端部分から前記羽部の付根部分に向かって徐々に大きくなっている、請求項1に記載の浮上移動装置。

31. 昆虫の羽の実物の構造に関する物理量を測定する測定ステップと、前記構造に関する物理量を数値化する数値化ステップと、

数値化された前記構造に関する物理量を用いて前記羽の実物と等価とみなすことができる羽構造等価数値モデルを作成する構造モデル作成ステップと、

前記羽構造等価数値モデルの剛性のパラメータが変更された羽構造数値モデルを複数種類作成するモデル変更ステップと、

前記昆虫の羽の実物に羽ばたき運動をさせて、前記羽ばたき運動の態様に関する物理量を測定する運動測定ステップと、

前記羽ばたき運動の態様に関する物理量が数値化された羽ばたき運動数値モデルを作成する運動モデル作成ステップと、

予め設定された解析のための仮想流体内において、前記複数種類の羽構造数値モデルそれぞれに、前記羽ばたき運動数値モデルで表わされる前記羽ばたき運動を行なわせる運動ステップと、

前記運動ステップにおいて、前記仮想流体の流体に関する数値モデルおよび前記羽構造数値モデルの構造に関する数値モデルそれぞれを算出する解析ステップとを備え、

前記解析ステップにおいては、前記流体の挙動と前記構造物の挙動との相互作用を含めて数値モデル化する流体・構造連成解析が用いられ、さらに

前記解析ステップにより得られた前記複数種類の羽構造数値モデルを用いて、駆動装置により駆動される羽部を製造する羽部製造ステップを備えた、浮上移動装置の製造方法であって、

前記羽部製造ステップにおいては、

前記仮想流体の流体に関する数値モデルおよび前記羽構造数値モデルの構造に関する数値モデルのうち所定のパラメータが抽出され、

前記所定のパラメータの値が最も優れた値である羽構造数値モデルを用いて前記羽部が製造される、浮上移動装置の製造方法。

32. 前記所定のパラメータが、前記羽構造数値モデルを前記羽ばたき運動させたときに前記羽構造数値モデルに生じる浮上力である、請求項31に記載の浮上移動装置の製造方法。

33. 前記所定のパラメータが、前記羽構造数値モデルを前記羽ばたき運動させたときに前記羽構造数値モデルに生じる浮上力を、該浮上力を生じさせると



きに前記羽構造数値モデルの駆動に必要なトルクで除算した値である、請求項 3 1 に記載の浮上移動装置の製造方法。

3 4. 前記所定のパラメータが、前記羽構造数値モデルに前記羽ばたき運動させるために必要な前記駆動部の最大周波数である、請求項 3 1 に記載の浮上移動装置の製造方法。

3 5. 前記所定のパラメータが、前記羽構造数値モデルを前記羽ばたき運動させたときに前記羽構造数値モデルに生じる浮上力を、該浮上力を生じさせるために必要なエネルギーで除算した値である、請求項 3 1 に記載の浮上移動装置の製造方法。

## ABSTRACT OF THE DISCLOSURE

n種類の羽構造モデルそれぞれを所定の羽ばたき方モデルで羽ばたかせた状態の流体・構造連成解析を行う。その解析により、流体の挙動に関する物理量および構造の挙動に関する物理量のデータ1、データ2・・・データnが算出される。そのデータ1、データ2・・・データnのうち、浮上力等の所定のパラメータが最適値であるデータを抽出する。その抽出されたデータの羽構造数値モデルの各パラメータの値により特定される構造の羽部の実物を作成する。駆動部905は、羽部の実物を、昆虫の羽ばたき方と等価な羽ばたき運動モデルにより表現される羽ばたき態様で駆動する。このとき、羽は、所定のパラメータが最も優れた数値になるような羽ばたき飛行に適した剛性を有している。